
ZLT Zeppelin Luftschifftechnik GmbH & Co KG

Abschlussbericht
LuFo IV

NERSOP

**Noise Emission Reduction of Sub-optimal Operating Propellers
Betriebsgeräuschreduktion suboptimal operierender Propeller**

Zuwendungsempfänger: ZLT Zeppelin Luftschifftechnik GmbH & Co KG
Allmannweilerstrasse 132
88046 Friedrichshafen
Deutschland

Förderkennzeichen: 20 W 0601 A

Laufzeit: Januar 2007 bis März 2010

Berichterstatter: Dipl. Ing. Jürgen Fecher

Datum/Unterschrift: _____

INHALTSVERZEICHNIS

1	ÜBERSICHT.....	3
1.1	AUFGABENSTELLUNG.....	3
1.2	VORAUSSETZUNGEN.....	4
1.3	PLANUNG UND ABLAUF DES VORHABENS	4
1.4	VORHANDENER WISSENSCHAFTLICHER UND TECHNISCHER STAND	5
1.5	ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN.....	6
2	ERGEBNISSE	7
2.1	PROJEKTSCHIENE „PROPELLER-ENTWICKLUNG“	13
2.1.1	Betriebsbereich des Propellers, Wunsch- und Tabu-Liste.....	13
2.1.2	Triebwerksprüfstand.....	18
2.1.3	Schallmessungen am Gesamt-Luftschiff	28
2.1.4	Leistungs- und Schallpegelmessungen am Triebwerksprüfstand	44
2.1.5	Schallsignalmessungen.....	69
2.2	PROJEKTSCHIENE „UNGLEICHFÖRMIGE ZUSTRÖMUNG / INTERFERENZ“	79
2.2.1	Vorbereitende Untersuchungen	79
2.2.2	CFD-Rechnungen am Rumpf des Zeppelin LZ N07	84
2.2.3	Messungen am Rumpfheck des Zeppelin LZ N07 im Flug	91
3	VORAUSSICHTLICHER NUTZEN, VERWERTUNG DER ERGEBNISSE	96
4	FORTSCHRITT AUF DEM SACHGEBIET WÄHREND DES VORHABENS...96	
5	VERÖFFENTLICHUNGEN DES FE-ERGEBNISSES.....96	
6	ANHANG.....97	

1 Übersicht

1.1 Aufgabenstellung

Der Gesamtverbund zur Bearbeitung des Themengebietes „Betriebsgeräuschreduktion suboptimal operierender Propeller“ bestand aus dem federführenden Verbundpartner ZLT Zeppelin Luftschifftechnik GmbH & Co KG (im Folgenden „ZLT“ genannt), der Universität Stuttgart, Institut für Aero- und Gasdynamik (nachfolgend „IAG“ genannt) und dem Steinbeis-Transferzentrum für Aerodynamik, Flugzeug- und Leichtbau, Stuttgart (nachfolgend „STZAFL“ genannt).

Heutige Passagierluftschiffe sind, neben durch die Verwendung modernster Materialien und Bauweisen zum Bau der Luftschiffe selbst, vor allem durch innovative Antriebs- und Steuerungssysteme gekennzeichnet. Bei dem von ZLT entwickelten, derzeit fortschrittlichsten und weltweit größten Luftschiff Zeppelin-NT LZ N07 trägt eine starre, innen liegende Struktur die Komponenten des Antriebes und der Steuerung. Dadurch ist es möglich, das Luftschiff mit den Triebwerken bei Start und Landung, zum Manövrieren am Boden, im Langsamflug und im Schwebeflug durch den Piloten effektiv zu steuern. Erst diese Eigenschaft erlaubt einen rationellen, sicheren und regelmäßigen Passagierverkehr mit Luftschiffen. Neben Personentransport und Luftwerbung gewinnen Sonderanwendungen für Überwachung, Forschung und Telekommunikation, die hohe Anforderungen an die Positioniergenauigkeit haben, für Luftschiffe mit Schubvektorsteuerung zunehmend an Bedeutung.

Während Luftschiffe im Reiseflug zu den „leisen Luftfahrzeugen“ gehören, entsteht beim Steuern eines Luftschiffes mit den Triebwerken zusätzlicher Lärm durch die mit sehr unterschiedlichen, auch während eines Umlaufs variierenden Blattzuströmwinkeln und -geschwindigkeiten operierenden Propeller.

Ursachen für Ungleichförmigkeiten sind die Beeinflussung der Propeller durch den Nachlauf des stromaufwärts liegenden Rumpfes als auch der Triebwerksgondel, Schräganströmung der Propeller bei stationärem Flug und durch Flugmanöver und durch Interferenz zweier Propeller, wenn mit den Propellern gesteuert wird.

Zum anderen entsteht Lärm aber auch am Propeller selbst durch abgelöste Strömung am Blatt und die abnormale Lastverteilung bei Betrieb außerhalb des normalen Auslegungspunktes des Propellers, z. B. bei Reverse-Betrieb oder bei Null-Schub.

Übergreifendes Ziel des Gesamtverbundes war daher die Entwicklung und Verifikation von Verfahren zum Entwurf und Bau von Propellern, die auch abseits des normalen Reise-Betriebpunktes geräuschminimiert sind und dennoch gute Leistungen haben. Dies soll

zum einen der Absicherung und des Ausbaues des Betriebes bestehender und auch zukünftiger Luftschiffe unter Berücksichtigung der Lärmschutzinteressen von Landeplatz-Anrainern dienen. Zum anderen sollten dadurch auch Entwurfsmethoden und Entwurfsrichtlinien für die Gestaltung von Antrieben zukünftiger, größerer Luftschiffe oder Luftfahrzeugen mit Druckschraubenantrieb und für Propeller mit vergleichbaren Anforderungen generell entstehen.

1.2 Voraussetzungen

ZLT Zeppelin Luftschifftechnik GmbH & Co KG entwickelt und baut seit 1993 Luftschiffe. ZLT ist EASA-anerkannter Entwicklungsbetrieb und LBA anerkannter Herstellungs- und Instandhaltungsbetrieb. Die 100%ige Tochter Deutsche Zeppelin Reederei GmbH (DZR) hält eine Genehmigung als gewerbliches Luftfahrtunternehmen und zur Ausbildung von gewerblichen Luftfahrzeugführern für Luftschiffe. ZLT ist aktives Mitglied in den Arbeitskreisen Aerodynamik und Belastungsmechanik des Luftfahrttechnischen Handbuchs (LTH) und des Arbeitskreises Faserverbund-Flugzeuge (AFF).

1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

ZLT übernahm bei diesem Verbundvorhaben die Rolle des federführenden Verbundpartners. Das Vorhaben wurde primär in zwei Projektschienen aufgeteilt, die Projektschiene *Propellerentwicklung* und die Projektschiene *Ungleichförmige Zuströmung und Interferenz*. Es wurden Arbeitspakete für die einzelnen Verbundpartner definiert, Meilensteine festgelegt und in einen Projektplan dokumentiert und verfolgt. Der Projektablauf wurde von federführenden Verbundpartner ZLT koordiniert und überwacht. In der Projektschiene *Propellerentwicklung* wurde eine Entwurfskette vom Propeller-Vorentwurf über CFD-Nachrechnung bis zur CAD-Zeichnung des Blattes aufgebaut. Es wurden Prüfstände für Modell- und Großpropeller aufgebaut um Grundlagen zu untersuchen und Neuentwürfe zu testen. Es wurden akustische Meßmethoden aufgebaut, um Schallquellen zu lokalisieren und zu analysieren. In der Projektschiene *Ungleichförmige Zuströmung und Interferenz* wurde die Strömung an einen Propeller im Heckbereich eines großen Rumpfes analysiert. Dabei wurde sowohl der Einfluss des Propellers auf die Heckumströmung als auch der Einfluss der Zuströmung auf den Propeller untersucht. Hierzu wurden CFD-Rechnungen und Flugmessung am Luftschiff durchgeführt.

ZLT brachte in das Verbundprojekt das Luftschiff-spezifische Know-how und die betrieblich-technischen Rahmenbedingungen in das Vorhaben ein und begleitete die Verbundpartner bei ihren Arbeiten. ZLT übernahm ferner den Aufbau eines Prüfstandes und die

Durchführung der erforderlichen Großversuche an diesem Prüfstand sowie am fliegenden Luftschiff. ZLT erzeugte ein CFD-Rechengitter für das Gesamt-Luftschiff mit Heckpropeller und führte stationäre CFD-Rechnungen aus. Das IAG übernahm den eher wissenschaftlichen Teil der aerodynamischen und aero-akustischen Berechnungen und Versuche an Propellern. So wurden am IAG angepasste Profile für die Propeller-Neuentwürfe entwickelt, die Vorentwürfe der Propeller erzeugt, Werkzeuge zur Skript-basierten Netzgenerierung für Propeller für die CFD-Nachrechnung erzeugt. Sowohl mit dem Vorentwurfs-Werkzeug als auch mit der CFD-Nachrechnung wurden aero-akustische Berechnungen durchgeführt. Ein Prüfstand für Modellpropeller wurde am Böenwindkanal des IAG aufgebaut und in Betrieb genommen. Für die Schallquellensuche am laufenden Propeller wurde ein traversierbarer Akustikspiegel entwickelt und gebaut. Das STZAFL übernahm hauptsächlich die konstruktiv-fertigungstechnischen Arbeiten an den Test-Propellern und dem Modellprüfstand, sowie die Themen Belastungsmechanik und Festigkeit der Modell-Propeller. Zum Bau des finalen Testpropellers in Großausführung wurde der Propeller-Hersteller Hoffmann-Propeller in Rosenheim noch mit eingebunden. Zur Abstimmung der Arbeiten, die zwangsweise eine starke Interaktion der Verbundpartner erforderte, fanden regelmäßig Treffen untereinander und letztendlich auch mit dem Propellerhersteller statt.

1.4 Vorhandener wissenschaftlicher und technischer Stand

Mit der Entwicklung des Zeppelin LZ N07 entstand erstmals ein Luftschiff, mit dem sicherer und wirtschaftlicher Passagierverkehr möglich ist. Mit diesem Luftschiff lassen sich auch bei Überwachungseinsätzen präzise Schwebeflüge ohne große Arbeitsbelastung des Piloten durchführen. Möglich ist dies durch die Verwendung einer starren Innenstruktur, die es erlaubt, die Antriebe so zu positionieren, dass, in Verbindung mit der dazugehörenden Fly-by-Wire/Power-by-Wire Flugsteuerung, mit den Triebwerken gesteuert werden kann. Die bisher in der Schubvektor-Steuerung verwendeten Propeller des deutschen Herstellers Hoffmann Propeller, Rosenheim, sind konventionelle, nach klassischen Verfahren ausgelegte Propeller. Es ist damit ein Luftschiff entstanden, das im Reiseflug sehr geräuscharm fliegen kann, bei Start und Landung und im Schwebeflug jedoch deutlich lauter ist. Das Wissen um den Betrieb, um die Betriebszustände einer Schubvektor-Steuerung mit Propellern und deren Komponenten als auch das Konstruktions-Know-how dieser Art Antriebe ist weitgehend auf den Antragsteller ZLT konzentriert.

Bei den deutschen Propeller-Herstellern sind teils analytische, teils auch empirische Verfahren im Gebrauch, um Propeller sowohl hinsichtlich Leistung als auch hinsichtlich geringer Geräusentwicklung für den Steig-/Reiseflugfall eines Flugzeuges auszulegen.

Weder für den Betriebsbereich mit geringen Fortschrittsgraden (um den Standfall herum) noch für den Reverse-Bereich, wo mit Strömungsablösungen gerechnet werden muss, sind die eingesetzten Verfahren geeignet.

Literatur-Recherche und –Beobachtung war laufend Bestandteil des Vorhabens. Eine Literaturliste ist in der Anlage zu diesem Abschlußbericht zu finden.

1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Die Zusammenarbeit erfolgte primär mit den Verbundpartnern

Universität Stuttgart

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Pfaffenwaldring 21

70550 Stuttgart

Steinbeis-Transferzentrum

für Aerodynamik, Flugzeug- und Leichtbau

Baumwiesenweg 6b

70569 Stuttgart

Der finale Großpropeller wurde hergestellt von:

Hoffmann Propeller GmbH & Co. KG

Kuepferlingstr. 9

83022 Rosenheim

Für Schallpegelmessungen am fliegenden Luftschiff wurden mit einbezogen:

Luftfahrt-Bundesamt

Referat T-3

Hermann-Blenk-Straße 26

D-38108 Braunschweig

Schallpegelmeßstelle der OUV

Melchiorstr. 53

81479 München

2 Ergebnisse

Als Testbeispiel für die anstehenden Arbeiten sollte der Heckpropeller des Luftschiffes Zeppelin LZ N07 dienen. Er operiert als Druckpropeller im Nachlauf des Rumpfes und der Leitwerke des Luftschiffes. Er treibt im Reiseflug, wenn die Propellerachse parallel zur Längsachse des Luftschiffes steht (FLIGHT CONFIGURATION, siehe Bild 1), das Luftschiff gemeinsam mit den beiden seitlich am Luftschiff angebauten Antriebseinheiten an, operiert dann also bei positiven Fortschrittsgraden. Der im Bild ebenfalls sichtbare Lateralpropeller läuft im Reiseflug in seiner Null-Schub-Stellung mit (seine Blätter sind nicht verwunden).



Bild 1 Hecktriebwerkseinheit des Zeppelin LZ N07 in FLIGHT CONFIGURATION

Im Langsamflug, beim Hovern, bei Start und Landung und beim Manövrieren am Boden ist die Propellerachse des Heckpropellers um 90° zur Luftschiff-Längsachse geschwenkt (TAKE-OFF/LANDING CONFIGURATION, siehe Bild 2). Der Heckpropeller dient dann zur Steuerung des Luftschiffes um die Querachse (Nickachse), der Fortschrittsgrad ist klein und um Null herum (sowohl positiv als auch negativ), der Blattwinkel des Propellers wechselt oft und schnell von Nullschub auf Vorwärts- oder Reverse-Schub.



Bild 2 Luftschiff Zeppelin LZ N07 in TAKE-OFF/LANDING CONFIGURATION

Das Luftschiff erlaubt durch seine große Zuladung und die geräumige, nicht bedruckte Passagiergondel relativ einfach die Integration von Flugversuchs-Geräten. Durch die moderaten Fluggeschwindigkeiten und die relativ kleinen vorkommenden Lastvielfachen in Manövern und Turbulenz sind An- und Einbauten in das Luftschiff einfach zu bewerkstelligen.

Vom menschlichen Ohr empfundene Geräusche sind letztendlich Schwankungen des statischen Druckes am Ort des Beobachters, in der Regel hervorgerufen durch Druck- und Schnelle-Schwankungen am Ort einer oder mehrere Quellen und übertragen über das Nah- und Fernfeld, das durch die Atmosphäre gebildet wird. Auf diesem Übertragungsweg erfährt das Schall-Signal auch eine Veränderung, in der Regel durch eine frequenzabhängige Dämpfung, aber auch in einer anderen Phaselage zwischen Schnelle- und Druckschwankung, also in der Signalform. Der Übertragungsweg steht normalerweise bei luftfahrzeug-bezogenem Lärm für eine Beeinflussung des Schalls nicht zur Verfügung, so dass Maßnahmen zur Schall-Beeinflussung am Ort der Quelle erfolgen müssen. In diesem Programm geht es um eine Reduktion des Propeller-induzierten Lärms außerhalb des

normalen Reiseflug-Betriebsbereiches, z. B. bei Reverse-Schub, Null-Schub oder für den Startfall. Der Angriffspunkt des Projektes ist überwiegend der strömungsinduzierte Schall. Im Zusammenhang mit auftriebserzeugenden Flächen kann Lärm durch verschiedene Mechanismen entstehen:

- Verdichtungsstöße (Blattspitzenlärm durch hohe Mach-Zahlen)
- Verdrängung von Fluid (Dickenlärm)
- Kräfte auf umströmte Flächen (Steady Loading Noise, Unsteady Loading Noise, Vorderkantenlärm, Hinterkantenlärm, Strömungsablösung)
- Turbulenz in der freien Strömung (Strahl-Lärm, Karman'sche Wirbelstraße, verwirbelter Nachlauf)
- Rückkopplung von Grenzschicht mit Nachlauf und mit Schall
- Rückkopplung eines mechanischen Schwingers mit der Strömung (Flattern)

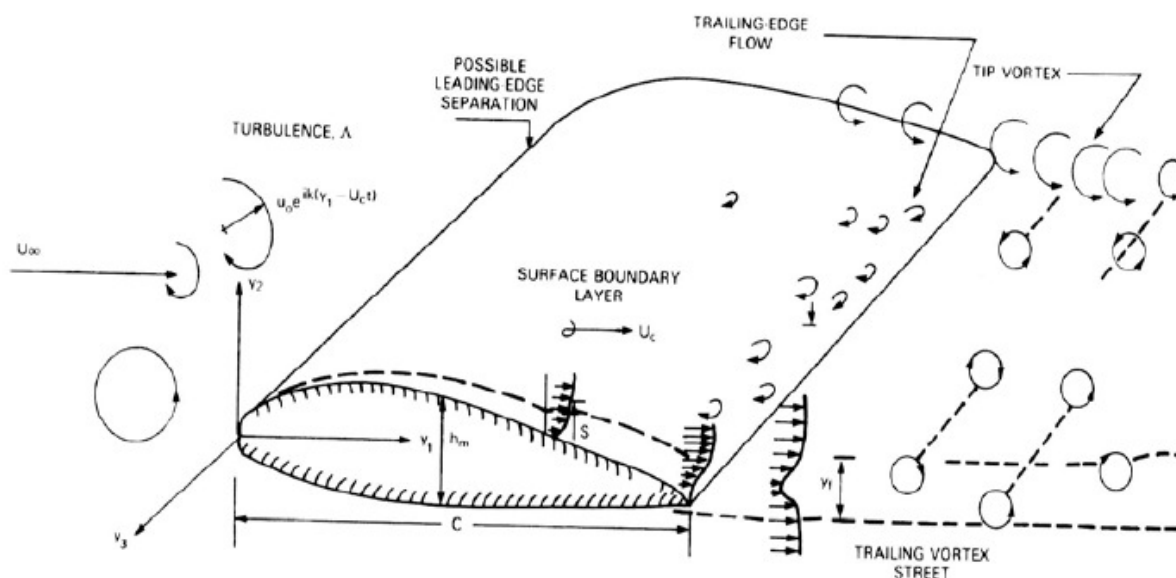


FIG. 11-1 Illustration of hydrodynamic sources of lifting-surface noise. Section $(y_1, y_3, 0)$ is typical of sections existing along the span.

Bild 3 Lärmentstehung in Zusammenhang mit auftriebserzeugenden Flächen (nach [11])

Verdichtungsstöße	Blattspitzen-Lärm (hohe Mach-Zahl)	tonal, Monopol
Verdrängung von Fluid	Dickenlärm	tonal, Dipol
Kräfte auf umströmte Flächen	Steady Loading Noise Unsteady Loading Noise (ungleichförmige Zuströmung, ungleichförmige Abströmung) Vorderkanten-Lärm (Zuströmturbulenz) Hinterkanten-Lärm (Grenzschicht und Wirbelablösung im Nachlauf) Strömungsablösung (Grenzschicht)	tonal, Dipol tonal, Dipol breitbandig breitbandig und tonal breitbandig
Turbulenz in der freien Strömung	Strahl-Lärm, Karman'sche Wirbelstraße, verwirbelter Nachlauf	
Rückkopplung	... von Grenzschicht mit Nachlauf und mit Schall (laminare Strömung) ... eines mechanischen Schwingers mit Strömung (Flattern)	

Bild 4 Übersicht der Lärmquellen und ihre Eigenschaften

Bei Propellern können zwar die meisten der genannten Mechanismen vorkommen, dominierend sind jedoch in der Regel der durch Kräfte auf umströmte Flächen entstehende Lärm und Verdichtungsstöße. Bei bestimmten Betriebsbereichen ist aber auch Dickenlärm die dominierende Komponente, also durch Verdrängung von Fluid erzeugtem Lärm.

Grundlagen: Schall-Entstehung am Propellerblatt

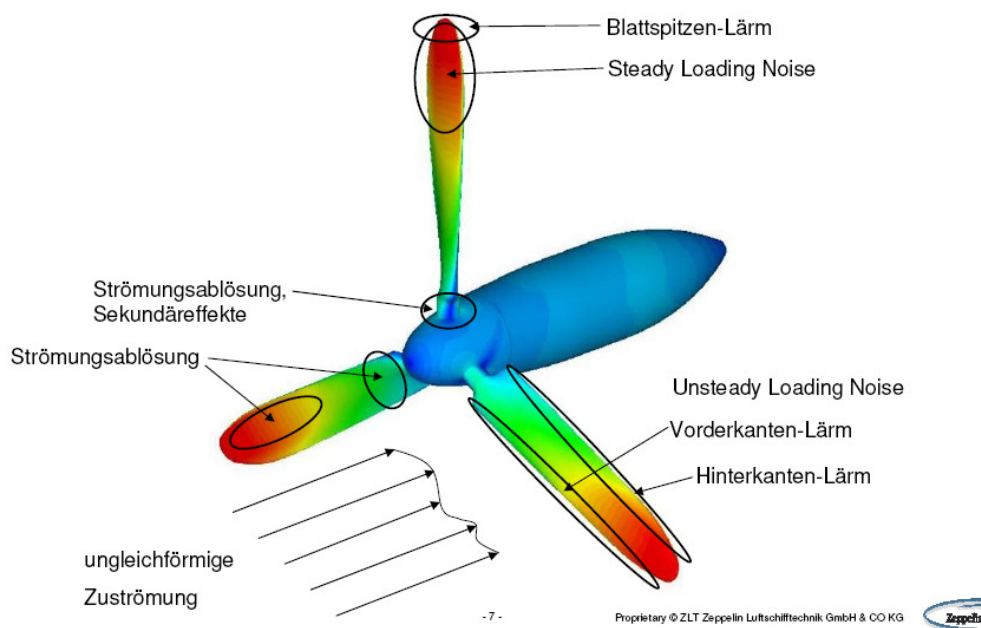


Bild 5 Die Entstehung aerodynamischen Schalls am Propellerblatt

Bei einem Propeller im freifahrenden Reiseflug-Zustand dominieren in der Regel der Steady Loading Noise und der Blattspitzen-Lärm. Mit unterschiedlicher Stärke trägt auch der Hinterkantenlärm, der hauptsächlich durch die Grenzschicht und durch Wirbelablösungen im Nachlauf entsteht, zum Gesamtlärm bei. Bei Propellern, die ungleichförmig angeströmt werden, kommen in der Regel Unsteady Loading Noise und Vorderkantenlärm hinzu. Bei Strömungsablösungen am Blatt, z. B. bei Reverse-Betrieb, tritt zusätzlich breitbandiger Lärm auf. Dickenlärm kann bei Betrieb um Nullschub herum dominierend sein. Es ist ein Ziel dieses Projektes, die Schallquellen an Propellern in den verschiedenen Betriebsbereichen zu identifizieren und Maßnahmen zu entwickeln, den Lärm vor allem in den nicht-üblichen Betriebsbereichen zu reduzieren. Diese nicht-üblichen Betriebsbereiche sind unter Anderem dadurch charakterisiert, dass die Auftriebsverteilung am Blatt und damit der Nachlauf Null-Durchgänge und somit Änderungen des Drehsinnes der Zirkulation haben können. Bei einigen Betriebszuständen kann es auch sein, dass der Nachlauf etwa im Bereich des Blattes bleibt und dadurch das Blatt laufend durch seinen eigenen Nachlauf fährt (ähnlich einem Vortex-Ring-Zustand).

Grundlagen: Kräfteverteilung am Propellerblatt

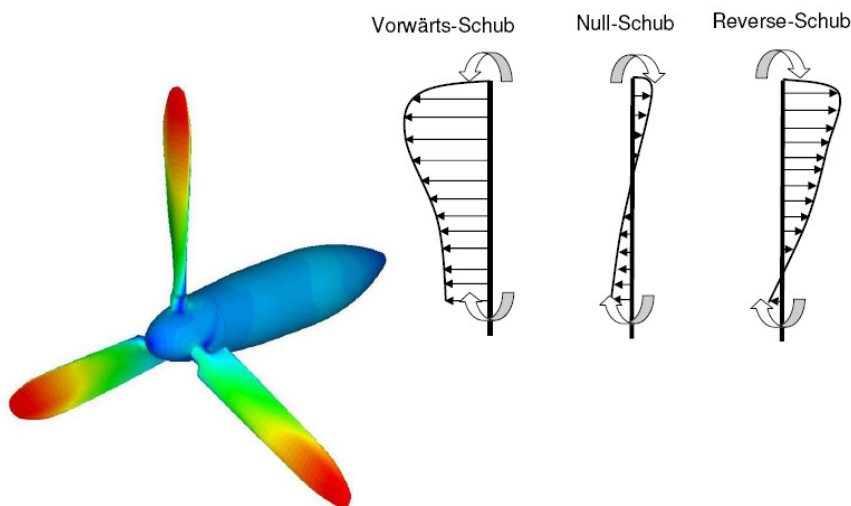


Bild 6 Verhältnisse am Blatt bei nicht-üblichen Betriebszuständen.

Aufgrund dieser Zustände sollen in diesem Programm die Schall-Ursachen am laufenden Propellerblatt näher untersucht werden.

Das Verbundprojekt wurde in die beiden Projektschienen „*Propellerentwicklung*“ und „*Ungleichförmige Zuströmung/Interferenz*“ aufgeteilt. Im Rahmen der Projektschiene „*Propellerentwicklung*“ bearbeitete ZLT überwiegend folgende Punkte:

- Betriebsbereich des Propellers, Wunsch- und Tabu-Liste
- Aufbau eines Triebwerksprüfstandes für Großversuche
- Schallpegel- und Schallsignalmessungen am Luftschiff
- Leistungs- und Schallpegelmessungen am Triebwerksprüfstand für
 - Referenzpropeller
 - Finaler Testpropeller (NERSOP-Propeller)
- Schallsignalmessungen am Triebwerksprüfstand

Im Rahmen der Projektschiene „*Ungleichförmige Zuströmung/Interferenz*“ lagen die Aufgabenschwerpunkte von ZLT bei folgenden Themen:

- Gittergenerierung und stationäre CFD-Rechnungen an Test-Ellipsoid
- Gittergenerierung und stationäre CFD-Rechnung am Rumpfheck von LZ N07
- Rumpfheck-Propeller-Interferenz
- Durchführung von Flugversuchen zur Messung von Zuström-Profilen zum Heckpropeller

2.1 Projektschiene “Propeller-Entwicklung”

2.1.1 Betriebsbereich des Propellers, Wunsch- und Tabu-Liste

Die Heckantriebseinheit des Luftschiffes LZ N07 besteht aus einem Kolbenmotor vom Typ Lycoming IO-360 mit 200 hp (149 kW) Nennleistung bei 2700 1/min, einem Riemengetriebe mit Abgängen für den Generatorantrieb, den Lateralpropeller und dem Umlenkgetriebe für den Heckpropeller. Der Motor treibt ferner ein Kühlgebläse und eine Hydraulikpumpe an. Beide Propeller, der Heckpropeller und der Lateralpropeller, laufen permanent mit. Um eine störungsfreie Regelung ohne Überdrehzahlen bei raschen Lastwechseln zu gewährleisten, wurde die maximale geregelte Drehzahl des Triebwerkes auf 2620 1/min (+/-70 1/min) festgelegt. Beide Propeller laufen mit einer zum Motor reduzierten Drehzahl. Die Übersetzung zwischen Motor und Propeller betragen:

zum Lateralpropeller:	1:1.333
zum Heckpropeller:	1:2.160

Beide Propeller sind jeweils stufenlos hydraulisch verstellbar. Ein elektronischer Triebwerksregler hält durch Variation der Triebwerksleistung eine voreingestellte Drehzahl konstant. Der Heckpropeller ist ein konventionell verwundener Druckpropeller, der Lateralpropeller ist ein unverwundener Propeller mit symmetrischen Profilen.

Die Gondel des Heckpropellers kann von 0° (Propellerachse parallel zur Längsachse des Luftschiffes) auf 90° nach unten geschwenkt werden.

Die Flugsteuerung des Luftschiffes kennt zwei Grund-Betriebsarten, die FLIGHT Configuration (FLT Config.) und die Take-Off/Landing Configuration (T/L Config.). In der FLT Config., bestimmt durch einen Schwenkwinkel der Heckpropeller-Gondel von 0° (0° bis 30°), steht der Lateralpropeller fest auf 0° Blattwinkel, der Blattwinkel des Heckpropellers wird vom Piloten über den zugehörigen Schubhebel verstellt. In der T/L Config., in der die Gondel des Heckpropellers auf 90° nach unten geschwenkt ist, erfolgt die Blattverstellung von Heck- und Lateralpropeller durch den Sidestick des Piloten, parallel zum Ausschlag von Höhen- und Seitenruder. Die Motordrehzahl wird dabei jeweils vom Piloten vorgewählt (variabel zwischen 1800 und 2620 1/min in FLT Config. und fest auf 2620 1/min in T/L Config.) und vom Triebwerksregler konstant gehalten.

Der für die FLT Config. zuständige Schubhebel hat in seinem Verstellbereich ein „Gate“ zwischen der Nullschub-Stellung des Blattes und der Startstellung. Der Startstellung wird ein Blattwinkel des Propellers zugeordnet, bei der bei maximaler Regeldrehzahl (2620 1/min) die Drosselklappe des Motors im Stand und ohne Windeinfluß (Fortschrittsgrad Null) maximal offen ist, der Propeller also die maximale Leistung des Motors aufnimmt. Der

Nullschub-Stellung wird etwa der Blattwinkel für Null-Schub zugeordnet (die Schubkurve durch Nullschub verläuft relativ flach, so dass hier die mögliche Toleranz relativ groß ist). Wird der Schubhebel außerhalb des Gates nach hinten bewegt, so läuft der Propeller in den Reverse-Bereich. Der hintere Anschlag ist wiederum so ausgelegt, dass der dort erreichte Blattwinkel gerade so groß ist, dass die maximale Motorleistung vom Propeller aufgenommen wird. Der Bereich außerhalb des Gates nach vorne ist für den Schnellflug gedacht. Bei vorgewählter Motordrehzahl muss hier der Pilot den Schubhebel (und somit den Blattwinkel) so weit verstellen, bis dem Motor die gewünschte Leistung (sprich: Ladedruck oder Drosselklappenstellung) durch den Propeller abgenommen wird. Der vordere Anschlag des Schubhebels ist nur durch die mechanische Verstellmöglichkeit (abzüglich Sicherheitsabstand zum Anschlag) des Propeller beschränkt.

In der T/L Config. erfolgt die Blattverstellung des Heckpropellers durch den Sidestick des Piloten. In der Neutralstellung des Sidesticks steht der Propeller in der Nullschub-Stellung, im vorderen und hinteren Anschlag des Sidesticks hat der Propeller eine Blattstellung, bei der jeweils wiederum die maximale Motorleistung bei maximaler Regeldrehzahl vom Propeller aufgenommen wird. Bei kombiniertem Höhen-/Seitenruder-Ausschlag wird der maximal mögliche Blattwinkel nach einem Regelgesetz reduziert, da sich nun Heck- und Lateralpropeller die verfügbare Motorleistung teilen müssen.

Durch die gegenüber der Nennleistung reduzierte Regeldrehzahl, den mitlaufenden Lateralpropeller und die Nebenabtriebsleistung steht dem Heckpropeller nicht die volle Motorleistung zur Verfügung.

Für den Referenzpropeller ergeben sich insgesamt folgende Zahlen:

Typ:	Hoffman HO-V373-270FU
Blattzahl:	$n_z = 3$
Durchmesser:	$D = 2.700 \text{ m}$
Maximale Propellerdrehzahl:	$n = 1213 \text{ 1/min}$ (20.2 1/s)

Max. Leistungsbeiwert (ISA/SL): $cp = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5} = 0.0672$

Verstellbereich bei Fortschrittsgrad Null: etwa $+14^\circ$ bis -18°

Der für dieses Forschungsvorhaben interessierende Betriebsbereich des Luftschiffes ist der Langsamflug, der Schwebeflug und Start und Landung. Die Flugsteuerung ist dabei in der T/L Config. In diesem Zustand laufen alle Triebwerke mit der maximalen Regeldrehzahl von 2620 1/min (+/-70 1/min), der Heckpropeller ist auf 90° nach unten geschwenkt. Die vorderen Propellergondeln stehen irgendwo zwischen 0° und 120° Schwenkwinkel. Die Blattwinkel der beiden Propeller des Hecktriebwerkes werden über den Sidestick des Piloten zwischen der Null-Schub-Stellung und der jeweils eingestellten maximalen

Stand Schubstellung für Vorwärtsschub und Reverse verändert, unabhängig vom momentanen Fortschrittsgrad. Die vorderen Propeller werden in diesem Betriebszustand ebenfalls nur in diesem Bereich verändert, ebenfalls unabhängig vom momentanen Fortschrittsgrad. In dieser Konfiguration darf das Luftschiff bis max. 35 kts (18 m/s) betrieben werden.

Der Fortschrittsgrad des Heckpropellers ist in der T/L Config. klein, auch wenn sich das Luftschiff vorwärts bewegt. Aus Flugversuchsmessungen vor diesem Forschungsvorhaben wurde geschätzt, dass die Zuströmgeschwindigkeit zum Hecktriebwerk bei Vorwärtsfahrt nur etwa 56% der Fluggeschwindigkeit beträgt.

Anm.: Dieser Wert wurde aus dem Unterschied der Blattstellung im Stand und bei hoher Fluggeschwindigkeit und der zugehörigen Motorleistung abgeschätzt. Er ist sicherlich nicht sehr genau, sondern gibt lediglich die Größenordnung wieder.

Durch Nick- oder Giermanöver können ohne Vorwärtsfahrt Zuströmgeschwindigkeiten zur Position des Hecktriebwerkes von bis zu 8 m/s aus allen Richtungen entstehen. Bei höherer Vorwärtsfahrt sinkt die mögliche seitliche/vertikale Zuströmkomponente auf etwa die Hälfte, also 4 bis 5 m/s ab.

Damit ergeben sich etwa folgende Fortschrittsgrade

$$\lambda = \frac{V_a}{n \cdot D} :$$

V_a : Advance Flow Speed, lokale Geschwindigkeit

T/L Config:

Heckpropeller: $\lambda = +/-0.15$

Die Zuströmung kann dabei von allen Richtungen erfolgen.

FLT Config.:

Heckpropeller: $\lambda = 0...+0.40$ Zuströmung unter $0^\circ...+/-30^\circ$

Zusammenfassung

Für den Heckpropeller (Basis hierfür ist der Referenzpropeller) ist primär folgender Betriebsbereich für die Untersuchung interessant:

Propellerdrehzahl:	20.2 1/min
Leistungsbeiwert:	0...0.07 (bei kleinen Drehzahlen bis 0.10)
Fortschrittsgrad:	-0.15...+0.15 (bis max. 0.40)
Blattwinkel (ca.):	-18°...+18° bei Fortschrittsgrad >0.4 -18°...+14° bei Fortschrittsgrad -0.15...+0.4
Zuströmwinkel:	0°...90° bei Fortschrittsgrad -0.15...+0.15 0°...30° bei Fortschrittsgrad >0.15

Die größten Lärmpegel wurden bei folgenden Bedingungen erwartet (in dieser Reihenfolge):

1. bei Reverse-Betrieb bei positivem Fortschrittsgrad (Abbremsen des Luftschiffes),
2. bei Reverse-Betrieb bei kleinem Fortschrittsgrad bzw. im Stand,
3. im Startfall (Startstellung entspricht Blattstellung bei etwa $c_p = 0.067$ und Fortschrittsgrad Null),
4. bei Null-Schub und kleinem Fortschrittsgrad bei Schräganblasung bis 90°.

Generell sollte bei solchen Forschungsvorhaben wie NERSOP natürlich möglichst wenig Entwurfsparameter definitiv eingeschränkt werden. Um die Spielmöglichkeiten jedoch einzugrenzen, wurde den Projektpartnern in Form einer Tabu-/Spielgrößen-Liste mitgeteilt, welche Randbedingungen möglichst nicht angetastet werden sollten und welche relativ frei waren.

Tabus

Propellerdrehzahl:

Die Drehzahl der Propeller lässt sich im großen Stil nur durch andere Motoren oder andere Getriebe ändern. Beides sollte vorerst nicht vorgesehen werden. Kleinere Variationen (+/- 10%) sind beim Hecktriebwerk durch Verwendung kleinerer Räder im Riemengetriebe möglich. Dies gilt für die Antriebsseite (geringere Propellerdrehzahl) als auch für die beiden Abtriebe (höhere Drehzahl) für Lateral- und Heckpropeller.

Spielgrößen

Folgende Parameter können im Entwurf variiert werden:

Propeller-Blattzahl:

Diese ist nur durch die Verfügbarkeit von Naben und die Zunahme der Gesamtmasse beschränkend. Erste Wahl für den späteren Großpropeller wäre freilich die symmetrische Dreiblatt-Nabe. Zweite Wahl wäre eine symmetrisch geteilte Fünfblatt-Nabe. Daneben wäre aber alles frei, was der Propeller-Hersteller fertigen kann.

Propeller-Durchmesser:

Ein kleinerer Propellerdurchmesser geht immer, geht aber möglicherweise am Leistungsziel vorbei. Eine Vergrößerung der Propeller-Durchmesser stößt irgendwann physikalisch an Luftschiff-Grenzen. Für den Heckpropeller ist eine sinnvolle Obergrenze bei einem Durchmesser von 3.50 m erreicht (bisher 2.70 m). Im Einzelfall, z. B. bei gepfeilten Blättern, muss geprüft werden, ob die Blätter bei großen Blattwinkeln an der Struktur genügend Freiraum haben.

Blattform und Blattmaterialien:

Eigentlich sind diese vollständig frei. Die einfachste Art zu einem Großpropeller zu kommen, wäre es, wenn die Blätter in Holz gebaut werden könnten. Dies ist aber definitiv kein MUSS. Bei großer Rückwärts- oder Vorwärtspfeilung der Blätter kann es bei einer Anwendung der Blattform für die vorderen Propeller zu Konflikt mit der Motorgondel kommen, bei Lateral- und Heckpropeller eigentlich nicht.

Ziele und Kompromisse

Entwurfsziele sollten sein (in dieser Reihenfolge):

1. geringer Lärmpegel bei Reverse-Betrieb, bei maximalem Standschub und Null-Schub
2. hoher Standschub

Kompromisse sind möglich:

1. hinsichtlich Reiseflugeleistungen
2. Masse des Propellers

2.1.2 Triebwerksprüfstand

Zur Verifikation der bei diesem Forschungsvorhaben entwickelten Entwurfskette für Propeller waren Messungen an Propellern erforderlich. Um relativ preiswert mehrere Propeller untersuchen zu können, wurde am IAG ein Prüfstand für Modell-Propeller aufgebaut. Um Propeller unter möglichst realitätsnahen Bedingungen vermessen zu können, wurde bei ZLT ein Prüfstand aufgebaut, der den Betrieb der Propeller in Originalgröße und unter mechanisch dem Betrieb im Luftfahrzeug vergleichbaren Bedingungen erlaubt. Im Flugversuch sollten dann noch Größen gemessen werden, die der Analyse sonst nur schwer zugänglich sind. Der Flugversuch musste aber auf solche Versuche beschränkt werden, die am fliegenden Gerät tatsächlich auch sinnvoll gemessen werden können und die finanziell in den Rahmen des Forschungsvorhabens passten. So lassen sich Leistungsmessungen an Propellern im Flug nur schwer durchführen, ebenso ist eine Reihe von akustischen Versuchen am Gesamt-Luftfahrzeug kaum machbar. Zudem sind Ein- und Anbauten von Messgeräten an fliegenden Luftfahrzeugen auf Grund des hierfür erforderlichen Lufttüchtigkeitsnachweises immer aufwendiger als dies bei Prüfständen der Fall ist. Der Flugversuch zeigt jedoch immer das Verhalten des Gesamtsystemes und auch nur er erlaubt eine Messung z. B. der realen Zuströmbedingungen zu einem Propeller. Es kann daher nicht vollständig auf ihn verzichtet werden.

Der für dieses Forschungsvorhaben interessierende Betriebsbereich des Propellers erlaubt die Messung der wichtigsten aerodynamischen und akustischen Kenngrößen im Stand, ohne die Simulation von Fahrtwind. In Verbindung mit dem Modellpropeller-Prüfstand, der am IAG im so genannten Böenwindkanal aufgebaut wurde und dort in gewissem Umfang auch die Simulation von Fahrtwind erlaubt und letztendlich einzelnen Flugversuchen am Luftschiff, wird der experimentelle Teil der Entwurfskette für die in diesem Forschungsvorhaben zu entwickelten Propeller gut abgebildet.

Bei ZLT waren Teile eines Triebwerksprüfstandes vorhanden, der in den 90er Jahren für Systemversuche an den Triebwerken des Luftschiffes Zeppelin LZ N07 verwendet wurde. Dieser Prüfstand wurde für das Forschungsvorhaben reaktiviert, modernisiert und erweitert (siehe Bild 7).



Bild 7 ZLT Triebwerksprüfstand während des Aufbaues

Für Leistungsmessungen wurde eine Sechs-Komponenten-Waage in den Prüfstand integriert (siehe Bild 8), mit der Kräfte und Momente auf die Triebwerksgondel gemessen werden können. Bei den Kräften handelt es sich hauptsächlich um Brutto-Schubkräfte des Antriebes, die in den meisten Betriebszuständen recht gut mit den Propeller-Schubkräften gleichgesetzt werden können. Da die Auflösung der Momentenmessung dieser Waage nicht ausreicht, um das Antriebsmoment und die Wellenleistung zum Propellers hinreichend genau zu messen, wurde zusätzlich die Propellerwelle mit DMS bestückt und mit einer Telemetrie-Anlage versehen. Die Prüfstands-Waage wurde über ein Kalibriergestell so kalibriert, dass der Waagen-Bezugspunkt in der Schwenkachse der Propellergondel zu liegen kommt.

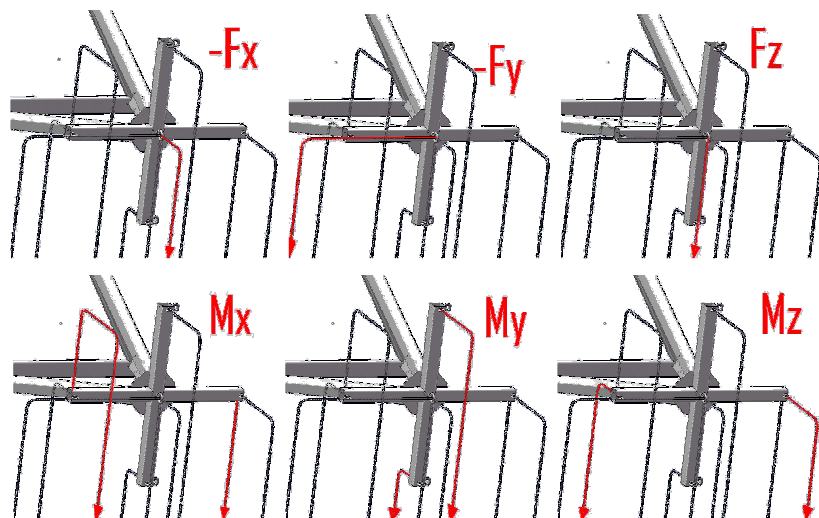
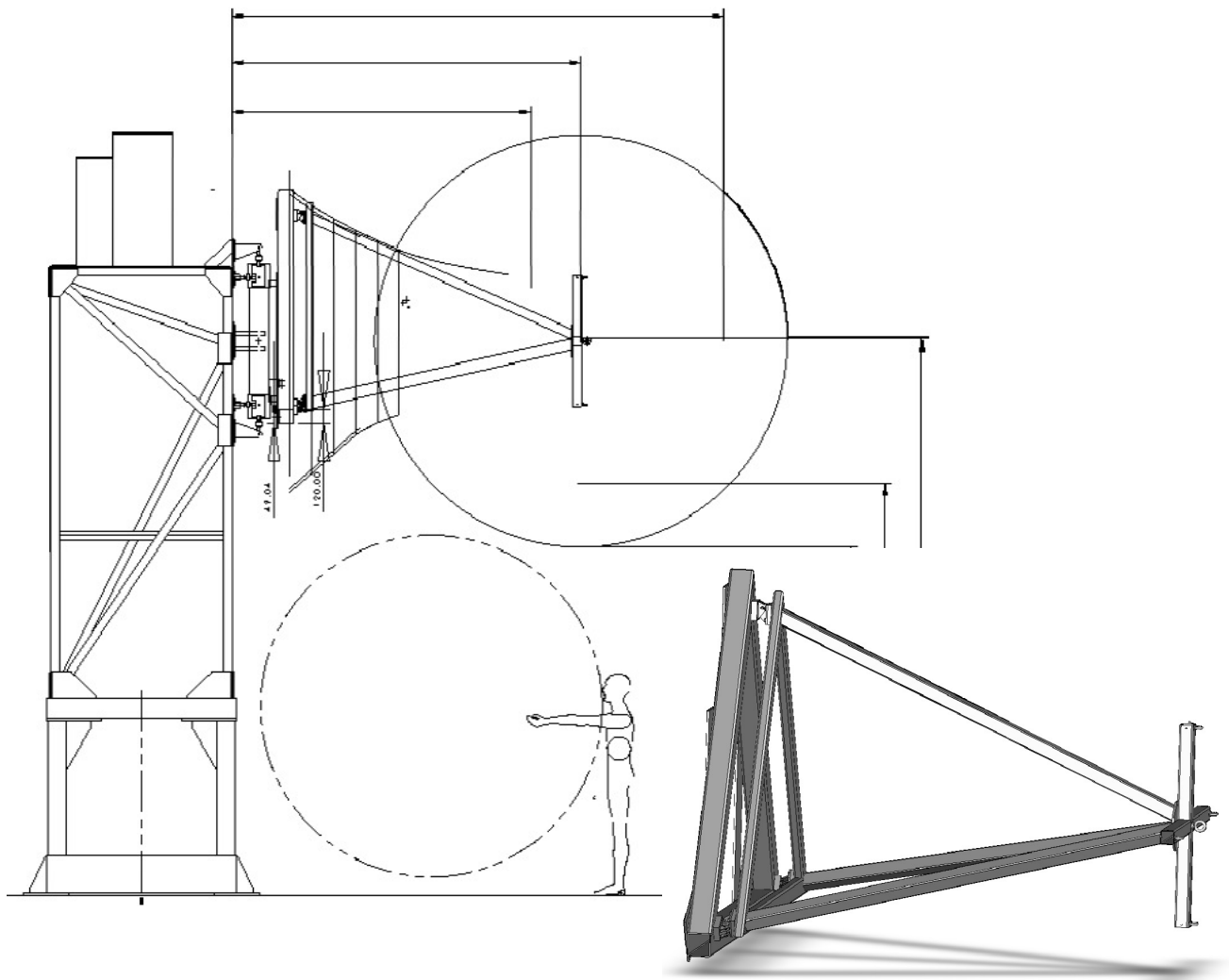


Bild 8 Prüfstands-Waage mit Kalibriergerüst

Zur Reduktion von Propeller- und Motorleistung auf Standard-Bedingungen wurde am Prüfstand ein Temperatur- und Feuchte-Sensor integriert. Da Messungen eines Propellers im Stand sensitiv auf Wind sind, wurde darüber hinaus ein Ultraschall-3-D-Windmesser am Prüfstand angebaut.



Bild 9 3-D-Windmesser und Temperatur- und Feuchte-Sensor am Prüfstand

Als Fahrstand wurde ein Bürocontainer umgebaut und neben dem Prüfstand aufgestellt. Zur Messungen der Triebwerks- und Prüfstandsdaten wurde in diesen Container des Prüfstandes eine Meßanlage integriert. Verwendet wurde hierzu eine ehemalige Flugversuchs-Meßanlage (siehe Bild 10), die es erlaubt, neben einer großen Anzahl von analogen Signalen auch die im Triebwerk vorhandenen digitalen Daten (ARINC 429-Bus) aufzuzeichnen und auch untereinander mit Hilfe von Formelkanälen zu verrechnen. So wurde z. B. die Matrix der Sechs-Komponenten-Waage gleich formelmäßig implementiert, ebenso die Wellenleistung, die sich aus dem gemessenen Drehmoment und der Drehzahl ergibt.



Bild 10 Datenaufzeichnungsanlage am Prüfstand

Durch die Bus-Struktur der Meßanlage war es auch möglich, neben der Anzeige von Messdaten im Quick-Look für den Versuchsingenieur auch die wichtigsten Betriebsdaten des Triebwerkes auf einem weiteren Bildschirm für den Bediener des Triebwerkes in einer hierfür für ihn sinnvollen Art und Weise (Balkenskalen mit Betriebsgrenzendarstellung und Digitalzahlen) darzustellen (siehe Bild 11).



Bild 11 Anzeige der Triebwerksparameter für den Bediener

Die Triebwerke des Luftschiffes Zeppelin LZ N07 werden normalerweise vom Cockpit aus rein elektronisch angesteuert (Fly-by-Wire). Sie sind in die Flight/Thrust Vector-Steuerung des Luftschiffes integriert. Um das Triebwerk am Prüfstand betreiben zu können, muss ein Teil dieser Steuerung im Prüfstand nachgebildet werden. Die Flugsteuerung des Luftschiffes besitzt, wie bereits weiter oben beschrieben, zwei Betriebsarten, die FLT Config. für den Reiseflug und die T/L Config. für Manöver am Boden, Start, Hovern, Langsamflug und Landung. Die Umschaltung zwischen diesen beiden Betriebsarten erfolgt durch das Schwenken der hinteren Propellergondel. Steht die Gondel in der 0°-Stellung (0°...+30°) so ist die Betriebsart FLT Config. aktiv, steht in die Gondel in der 90°-Stellung (+30°...+90°), so ist die T/L Config. aktiv. Die Stell-Elemente des Triebwerkes werden durch eine Actuator Interface Unit (AIU) betätigt. Sie verstellt die Drosselklappe, das Gemisch der Einspritzanlage, die Beta-Rohre zur hydraulischen Verstärkung der beiden Propeller und die Ventile zum Schwenken der Propellergondel. Die AIU beinhaltet auch einen Triebwerksregler, der, wenn aktiv geschaltet, über die Drossel der Einspritzanlage die Motorleistung an eine vorgewählte Drehzahl und an die Propellerlast anpasst. Zum Anlassen und für Triebwerks-Checks ist dieser Regler nicht aktiv, dann muss die Drossel manuell gefahren werden.

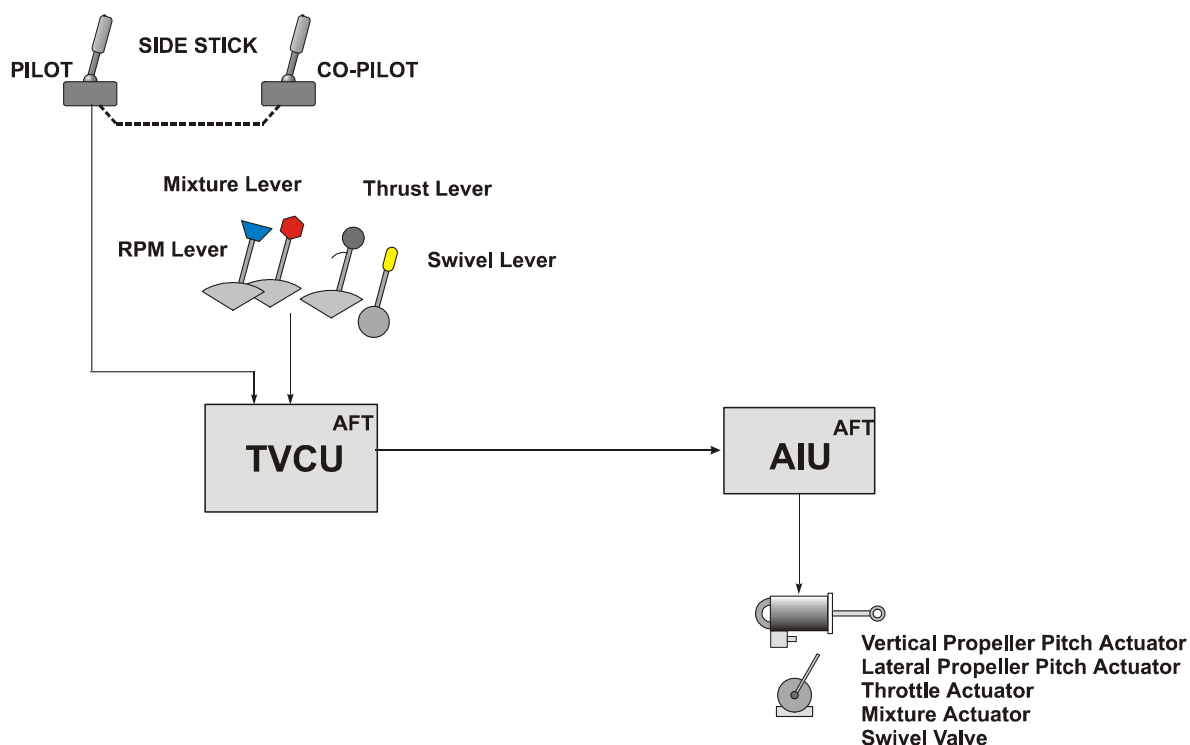


Bild 12 Schemabild der elektronischen Triebwerkssteuerung

Zur Bedienung des Triebwerkes hat der Pilot einen Drehzahl-Hebel zur Vorwahl einer Konstant-Drehzahl (Regler in der AIU aktiv) bzw. zur Verstellung der Drosselklappe (Regler in der AIU nicht aktiv), einen Gemisch-Hebel zur Anpassung des Kraftstoff-Luftgemisches der Einspritzanlage, einen Schubhebel zur Verstellung der Blattwinkel des Heckpropellers in der FLT Config., einen Schwenkhebel zum Schwenken der Propellergondel und einen Side-Stick zum Verstellen der Blattwinkel von Lateral- und Heckpropeller in der T/L Config. Die RVDT-Signale dieser Bedienhebel gehen in den Computer der Schubvektor-Steuerung (Thrust Vector Control Unit, TVCU), die dann wiederum über einen Datenbus die AIU ansteuert. Triebwerkparameter werden in einer Data Acquisition Unit (DAU) gemessen und digitalisiert und im Luftschiff über einen ARINC 429 Datenbus zur Anzeige gebracht. Im Prüfstand wird hierzu die Meßanlage verwendet, die diese Daten dann (neben weiteren Analog-Signalen) auch aufzeichnet. Zur weiteren Bedienung sind dann Zünd- und Anlasser-Schalter, Brandhahn- und Primer-Steuerung sowie Sicherungsschalter und Warnlampen erforderlich.

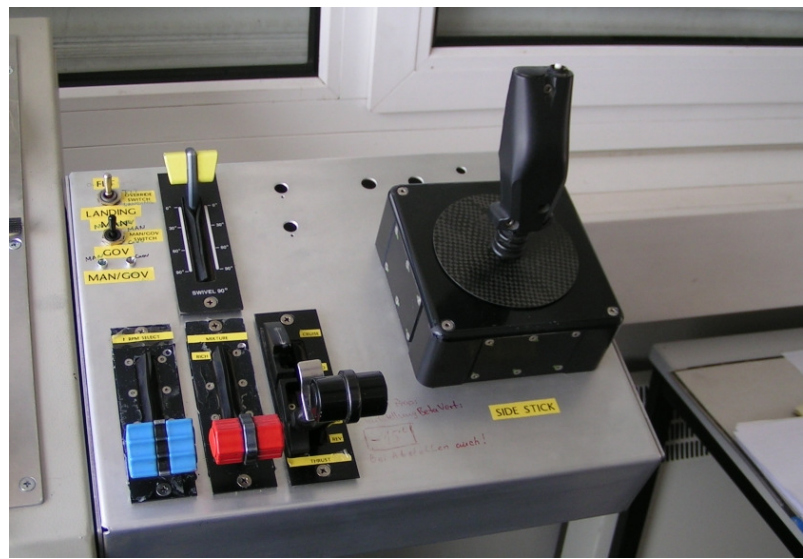


Bild 13 Triebwerksbedienung am Prüfstand

Um die Betriebsgeräusche des eigentlichen Antriebes zu minimieren (eine Schalldämmung der Triebwerksgondel ist aus Wärmegründen kaum möglich) wurde zumindest ein großvolumiger Nachschalldämpfer (Totaldämpfer) für den Motor angebaut. Die Abgase des Motors wurden damit so geführt, dass sie oben am Prüfstand austreten konnten und damit die Schallpegelmessungen möglichst wenig beeinflussen können.



Bild 14 Zusatz-Schalldämpfer



Bild 15 Der fertige Prüfstand im Betrieb

2.1.3 Triebwerksgondel

Ursprünglich war vorgesehen gewesen, für die Messungen am Prüfstand jeweils eine Triebwerksgondel eines Luftschiffes „auszuleihen“. Dies erwies sich jedoch im Endeffekt weder terminlich noch luftrechtlich als praktikabel. Daher wurde beschlossen, eine durch einen Unfall beschädigte Hecktriebwerksgondel so zu reparieren, dass sie funktionell der Triebwerksgondel des Luftschiffes entsprach. Damit stand für die vorgesehenen Messungen nun exklusiv eine Triebwerksgondel für das Forschungsvorhaben zur Verfügung.

2.1.4 Schallmessungen am Gesamt-Luftschiff

Um einen Überblick über die akustischen Eigenschaften des bestehenden Luftschiffes als Gesamtsystem zu haben, vor allem um die real auftretenden Lärmquellen zu erkennen, wurden Schallpegel- und Schallsignal-Messungen am mit den Referenzpropellern ausgerüsteten Luftschiff im Flug durchgeführt. Gemessen wurden Schallpegel und Schallsignale im Überflug mit verschiedenen Leistungseinstellungen und Drehzahlen der Motoren des Luftschiffes, bei Start und Landung und bei Bodenmanövern.

Die Schallpegel-Messungen im Überflug erfolgten gemeinsam mit der Meßstelle der Oskar-Ursinus-Vereinigung, einer vom Luftfahrt-Bundesamt (LBA) anerkannten Schallpegel-Meßstelle, unter Aufsicht des Referates T 3 Sachgebiet Umweltschutz des LBA. Diese Messungen entsprachen den derzeitigen Forderungen der Lärmvorschrift für Luftfahrzeuge (LVL). Diese offizielle Schallpegelmessung erfolgte über ein Bodenmikrofon über schallharter Platte, wie nach LVL gefordert, die Auswertung erfolgte ebenfalls entsprechend LVL in dB SEL nach Drehzahl-Korrekturen aus zusätzlichen Überflug-Messungen mit reduzierter Drehzahl. Das Ergebnis ist ein Schallpegel-Wert für den Überflug in 300 m Höhe bei maximaler Dauerleistung aller drei Triebwerke von 82.0 db SEL (bei einem derzeit zulässigen Grenzwert von 90 dB SEL). Bild 16 zeigt das Luftschiff D-LZNT (LZ N07-100 W.-Nr. 004) während dieser Überflugmessungen.



Bild 16 Schall-Messungen am Luftschiff LZ N07 im Flug

Neben den Pegelmessungen wurden parallel dazu mit einem zweiten Mikrofon in 1.2 m Höhe die Schallsignale als WAV-Dateien für eine spätere Analyse aufgezeichnet. Die in den nachfolgenden Bildern gezeigten Schallpegel aus diesen Signalmessungen sind keine Absolut-Pegel, sondern sind mit einem Offset versehen, der von der aktuellen Einstellung des Meßbereiches des Schallpegelmessers abhängt. Dieses Offset wurde über eine Kalibrierung der Meßkette bestehend aus Mikrofon – Mikrofonverstärker – Soundkarte mit Hilfe eines Pistonphons ermittelt. Beim Meßbereich 50 - 100 dB beträgt dieser Offset $\Delta\text{dB} = + 2.3 \text{ dB}$, beim Meßbereich 80 - 130 dB $\Delta\text{dB} = + 29.8 \text{ dB}$, die zum angezeigten Pegel addiert werden müssen und beim Meßbereich 30 - 80 dB $\Delta\text{dB} = - 19.8 \text{ dB}$ die vom Pegel abgezogen werden müssen.

Bevor nun einige Schallsignal-Analysen gezeigt werden, sollen tabellarisch die am Antrieb des Luftschiffes vorkommenden Erreger-Frequenzen bei maximaler geregelter Drehzahl des Motors aufgelistet werden, zunächst für den dreiblättrigen Referenzpropeller. Am Hecktriebwerk kommt zusätzlich zum Haupt-Propeller noch der Lateralpropeller hinzu, der mit anderer Drehzahl läuft (ebenfalls ein Dreiblatt-Propeller). Analysiert wurden überwiegend Zustände, bei denen die Triebwerke mit maximaler geregelter Drehzahl betrieben wurden, dies entspricht einer Motor-Nenn Drehzahl von 2620 1/min (+/-70 1/min).

	Motor-Drehzahl [Hz]*	Heck-/Seiten-Propeller-Drehzahl [Hz]	Blattfolge Heck-/Seiten-Propeller [Hz]	Heck-/Seiten-Propeller-Drehzahl [Hz]	Blattfolge Heck-/Seiten-Propeller [Hz]
Grundfreq.	21.8	20.2	60.6	32.8	98.3
1. Oberwelle	43.7	40.4	121.3	65.5	196.6
2. Oberwelle	87.3	60.6	181.9	98.3	294.8
3. Oberwelle	131.0	80.9	242.6	131.0	393.0
4. Oberwelle	174.7	101.1	303.2	163.8	491.3
5. Oberwelle	218.3	121.3	363.9	196.5	589.5
6. Oberwelle	262.0	141.5	424.5	229.2	687.8
7. Oberwelle	305.7	161.7	485.2	262.0	786.0
8. Oberwelle	349.3	181.9	545.8	294.8	884.3
9. Oberwelle	393.0	202.2	606.5	327.5	982.5

Anmerkungen:

Eine Motordrehzahl von 2620 1/min entspricht einer Frequenz von 46.7 Hz, am Triebwerk tritt jedoch auch die halbe Motordrehzahl als mögliche Erregerfrequenz auf, da die beiden Nachbar-Zylinder dieses Vierzylinder-Boxermotors direkt hintereinander zünden. Die Haupt- Erregerfrequenz des Motors ist jedoch die Zündfolge des Motors, die der doppelten Drehzahl des Motors entspricht.

Neben den oben genannten Erreger-Frequenzen werden in den Spektren noch Getriebegeräusche erkannt. Die Umlenkgetriebe zwischen Motor und Hauptpropeller erzeugen eine Frequenz von 25 x Motordrehzahl (1091 Hz) und das Riemengetriebe am Hecktriebwerk eine Frequenz von 48 x Motordrehzahl (2096 Hz). Von beiden Frequenzen wurden keine Vielfache entdeckt.

Tabelle 1 Übersicht der am Triebwerk vorkommenden Erreger-Frequenzen (mit Referenzpropeller)

Bodenmanöver und Startvorgang

Bild 17 bis 20 zeigen Auswertungen von Schallsignalmessungen am Gesamt-Luftschiff bei einem normalen Start. Das Luftschiff befindet sich etwa 300 m von der Meßstelle entfernt am Boden und ist zunächst am Mast verankert. Alle drei Triebwerke laufen mit maximaler Dauerdrehzahl und mit den Propellern zunächst in der Null-Schub-Stellung, das Luftschiff ist von Seiten der Flugsteuerung in der T/O Config. Das Luftschiff zeigt mit der Nase etwa in Richtung Meßstelle, es steht gegen den Wind. Dann erfolgt der Abmast-Vorgang, bei dem das Luftschiff mit den vorderen Propellern in Reverse etwa 20 m nach hinten bewegt und dann mit kurzem Vorwärtsschub angehalten wird. Nach Wegfahren des Mastwagens werden die vorderen Propellergondeln von 0° auf etwa 70° nach oben geschwenkt. Danach werden die vorderen Propeller auf Startstellung gestellt und das Luftschiff hebt ab. Mit dem hinteren Triebwerk wird das Luftschiff um die Gier- und Nickachse gesteuert. Das Geräusch des Hecktriebwerkes ist zunächst nicht zu hören, es wird vom Luftschiff abgeschattet. Nach dem Abheben werden die vorderen Propellergondeln langsam auf 0° geschwenkt und das Luftschiff beschleunigt. Der Flugweg führte bei dem aufgezeichneten Start über die Meßstelle hinweg, die das Luftschiff in etwa 150 m Höhe überflog. Im Überflug und Abflug ist dann auch das Hecktriebwerk zu hören.

Bild 17 zeigt zunächst einen Plot des Gesamt-Spektrums (Spektrogramm) des genannten Abmast- und Startvorganges, basierend auf einer Fast-Fourier-Transformation (FFT) des aufgezeichneten Schallsignales. An der Abszisse ist die Frequenz aufgetragen, die Ordinate entspricht der Zeit in Milli-Sekunden, die Farben entsprechen dem Schallpegel bei der entsprechenden Frequenz. Anhand dieses Übersichtsbildes sollen zunächst die einzelnen Abschnitte des Vorganges beschrieben werden.

Abschnitte:

- 116.000 – 119.000 Abmasten, Reverse-Betrieb an beiden vorderen Triebwerken, am Ende dieses Abschnittes Abbremsen des Luftschiffes mit Vorwärtsschub. Das Geräusch ist überwiegend breitbandig mit hoher gefühlter Lautstärke.
- 119.000 – 138.000 Leichte Manöver am Boden, vor allem unter Einsatz des Hecktriebwerkes (dem Beobachter abgewandt). Diese Phase ist relativ leise, klangmäßig bestimmt von einigen hohen tonalen Tönen (Getriebe-Zwitschern).
- 138.000 – 146.000 Startvorgang: vordere Propellergondeln werden auf 70° gestellt, dann wird Startschub gegeben und das Luftschiff hebt ab. Die Drehebene der Propeller wird in Richtung des Beobachters geneigt, so dass er in die Keule der Anstrahlung des Loading Noises der vorderen Propeller

kommt. Der Klang ist bestimmt durch die tonalen Geräusche des Propellers.

146.000 – 190.000 Die vorderen Propellergondeln werden langsam auf 0° geschwenkt und das Luftschiff beschleunigt. Da die Drehebene der vorderen Propeller nun wieder vom Beobachter weggeschwenkt wird, sinken die tonalen Anteile der Propeller wieder ab, zusätzlich reduziert die Vorwärtsfahrt die Blattbelastung und damit die tonalen Anteile. Dann nähert sich das Luftschiff dem Betrachter und überfliegt ihn. Dabei nimmt die Gesamt-Lautstärke für den Betrachter scheinbar wellenartig zu. Dies rührt von einer systematischen Eigenschaft der Messung mit einem Stativ-Mikrofon her, die weiter unten erläutert wird.

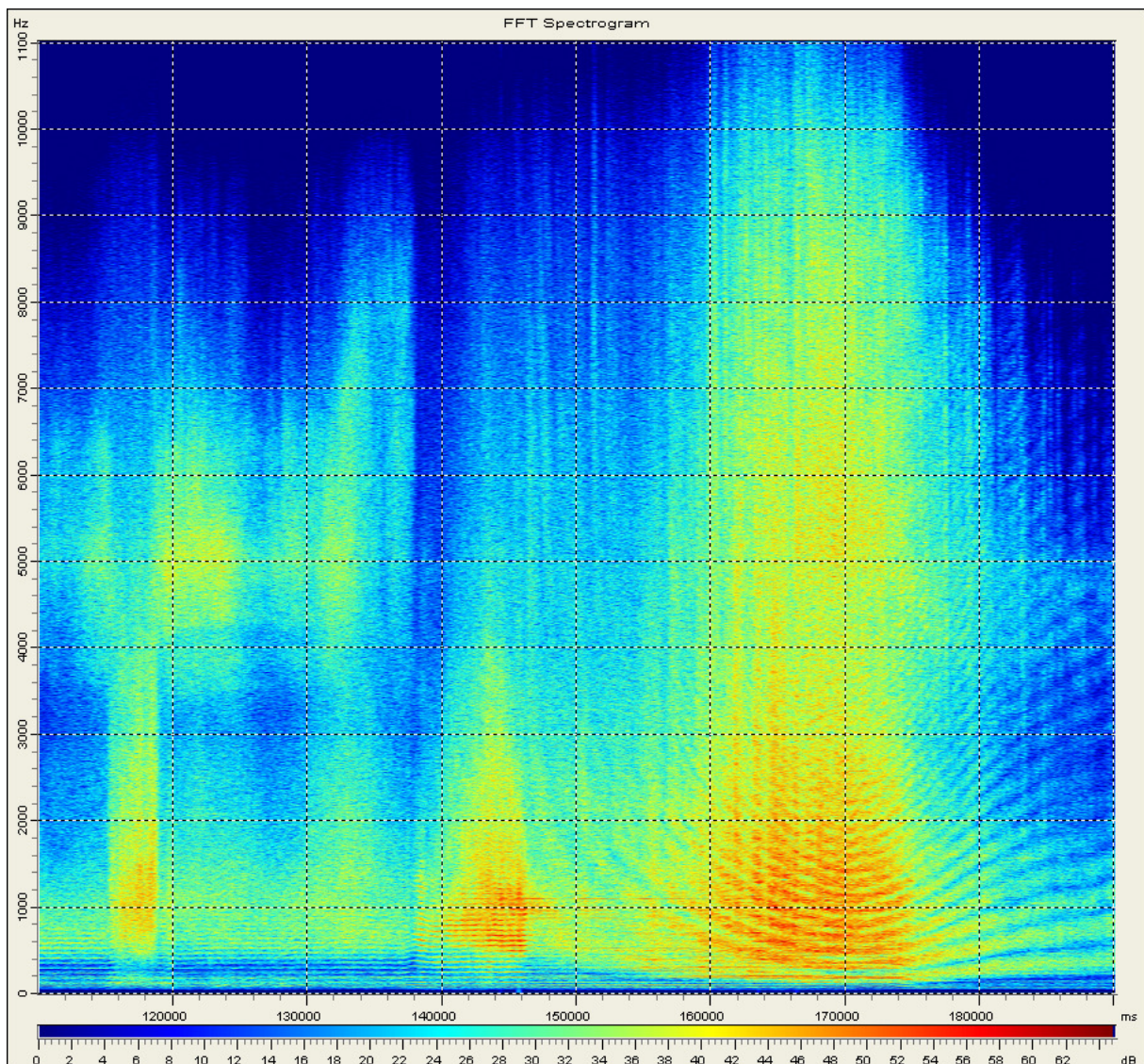


Bild 17

Gesamt-Spektrum eines Startvorganges mit Überflug

Datei: N07_TO_00.wav

Zoom: 0...11025 Hz

Scaling:

0...65 dB

In weiteren Spektrum-Plots mit reduzierter Frequenz wird weiter unten noch auf einige weitere Details eingegangen. In Bild 18 ist der integrierte, A-bewertete Schallpegel dieses Vorganges dargestellt. Meßtechnisch ist der beim Beobachter auftretende Schallpegel beim Start höher als beim Abmasten mit Reverse, vom Klang her ist dieser Vorgang jedoch deutlich unangenehmer. Gut erkennbar ist die scheinbar wellenartige Zu- und Abnahme des Schallpegels beim Überflug.



Bild 18 A-bewerteter Schallpegel eines Startvorganges mit Überflug
 Datei: N07_TO_00.wav
 Scaling: 60...90 dB Meßbereich: 50...100 dB (Δ dB = + 2.3 dB)

In Bild 19 wird nun der Bereich von 0 Hz bis 2000 Hz aus dem Spektrum herausgeschnitten, um Details der Struktur des Schallsignales zu erkennen. Um einige Dinge noch besser erkennbar zu haben, wurde der Schallpegel-Maßstab noch verkleinert. Nun ist auch eindeutiger das Tonale des Geräusches erkennbar. So erkennt man für den Zeitbereich vor dem Abmasten tonale Propelleranteile, wenn die Propeller auf Null-Schub stehen. Beim Abmasten sind primär nur Breitbandgeräusche in einem für das menschliche

Gehör besonders empfänglichen Frequenzband zwischen 500 Hz und 4000 Hz vorhanden. Beim Startvorgang sind tonale Propelleranteile bis zur 10. Ordnung der Blattfolge feststellbar.

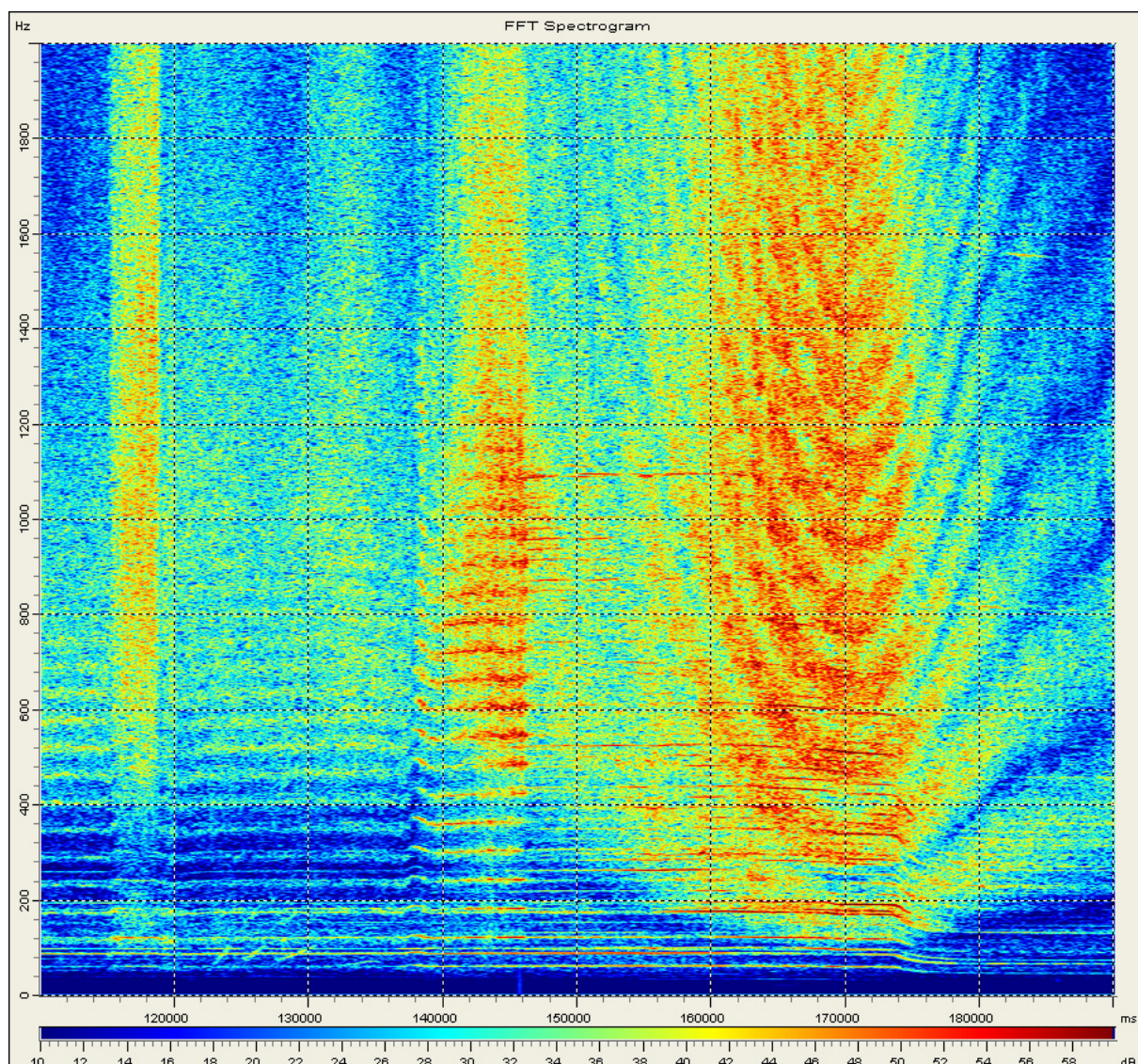


Bild 19 Gesamt-Spektrum eines Startvorganges mit Überflug
 Datei: N07_TO_00.wav
 Zoom: 0...2000 Hz Scaling: 10...60 dB

In diesem Plot ist nun auch das Getriebegeräusch bei etwa 1090 Hz erkennbar. Es tritt auf, wenn während des Startvorganges viel Leistung über das Getriebe übertragen wird.

In Bild 20 wird nun das Frequenzband weiter auf den Bereich bis 1000 Hz herausgeschnitten. Nun ist auch die Zündfolge des Motors bei etwa 87 Hz gut erkennbar, ebenso wie das Doppelte der Zündfolge bei ca. 175 Hz. Von der Propeller-Blattfolge sind bei Lastbetrieb und bei richtiger Richtung zur Schallquelle, also direkt beim Start, Oberwellen bis zur 9. Ordnung und höher gut zu erkennen, wobei die Pegel der höheren Ordnungen höher sind als die der Grundfrequenz. Anhand der Frequenzverschiebung der tonalen Anteile erkennt man zunächst das langsame Beschleunigen des Luftschiffes auf

den Betrachter zu, die Frequenzen steigen langsam an. Der Überflug der vorderen Triebwerke (bzw. deren Lärmkeule) erfolgt zum Zeitpunkt 169.000 (erkennbar am ersten Abfall der tonalen Frequenzen), der Überflug des hinteren Triebwerkes um 174.000 (erkennbar am zweiten, deutlicheren Abfall der Frequenzen, da das Luftschiff nun bereits schneller ist). Aus der Zeitdifferenz und dem Abstand der Triebwerke kann geschlossen werden, dass das Luftschiff zum Zeitpunkt des Überfluges etwa 30 km/h schnell war.

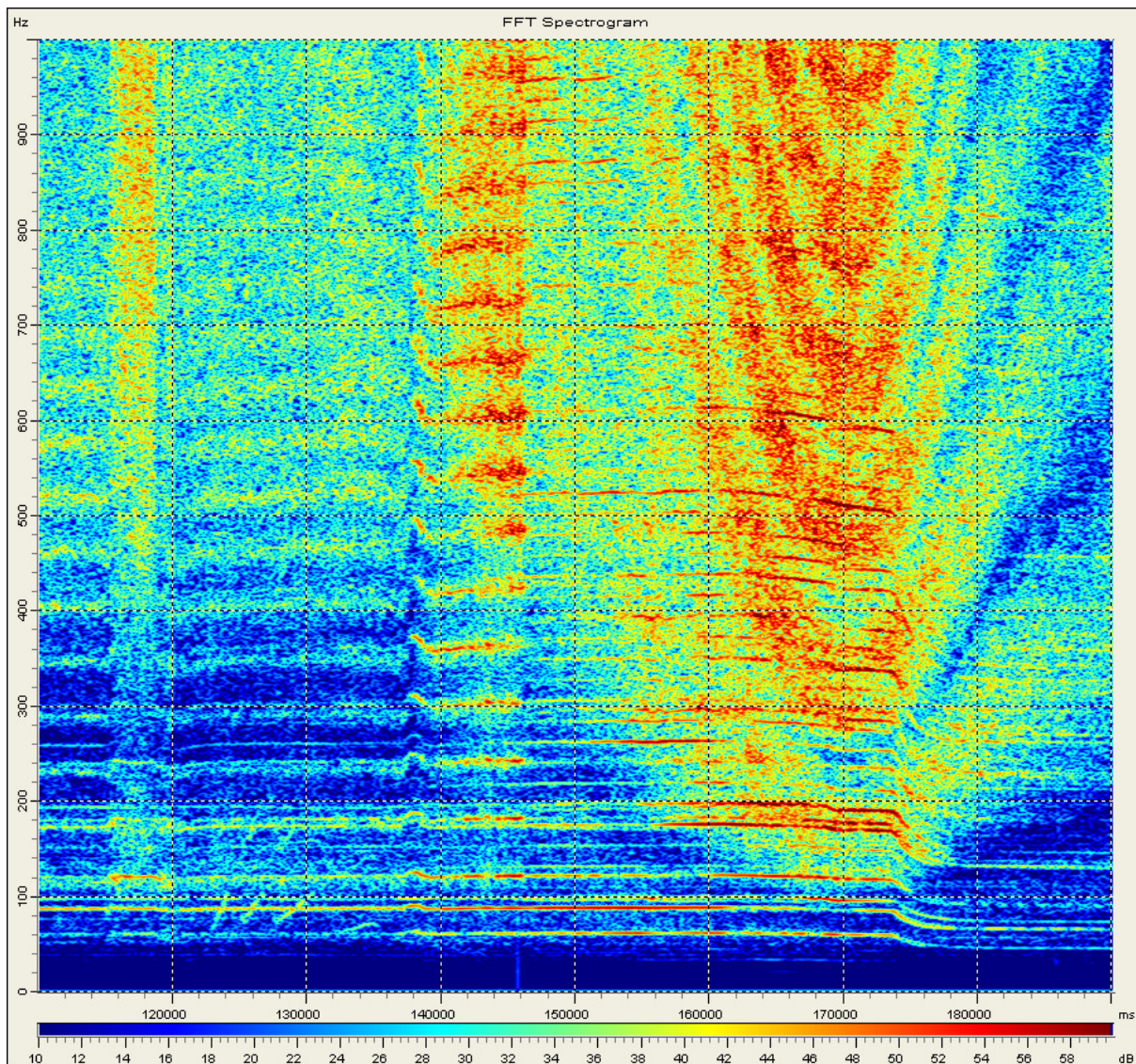


Bild 20 Gesamt-Spektrum eines Startvorganges mit Überflug
 Datei: N07_TO_00.wav
 Zoom: 0...1000 Hz Scaling: 10...60 dB

Vergleicht man die so ermittelten Überflug-Zeitpunkte mit dem Plot des Gesamtpegels, so stellt man fest, dass das Luftschiff kurz vor Überflug der vorderen Triebwerke seinen Maximalpegel hat (der tonale Propeller-Lärm ist nach vorne gerichtet), direkt beim Überflug ist ein lokales Minimum im Pegel. Dasselbe wiederholt sich bei Überflug des Hecktriebwerkes. Nach dem Überflug nimmt das Gesamt-Geräusch rasch ab, an tonalen Geräuschen bleiben die Grundfrequenz der Blattfolge (ca. 61 Hz, dopplerverschoben) und

vor allem Zündfolge des Motors und dessen erste Oberwelle (ca. 87 Hz und 175 Hz, ebenfalls dopplerverschoben).

Bild 21 zeigt noch einmal als Einzelspektrum den Zeitpunkt 117.900 ms, bei dem die vorderen Triebwerke in Reverse arbeiten und bei dem primär breitbandiger Lärm erzeugt wird. Am Einzelspektrum lässt sich gut erkennen, dass die Frequenzanteile ab 500 Hz den größten Teil des Lärmes ausmachen

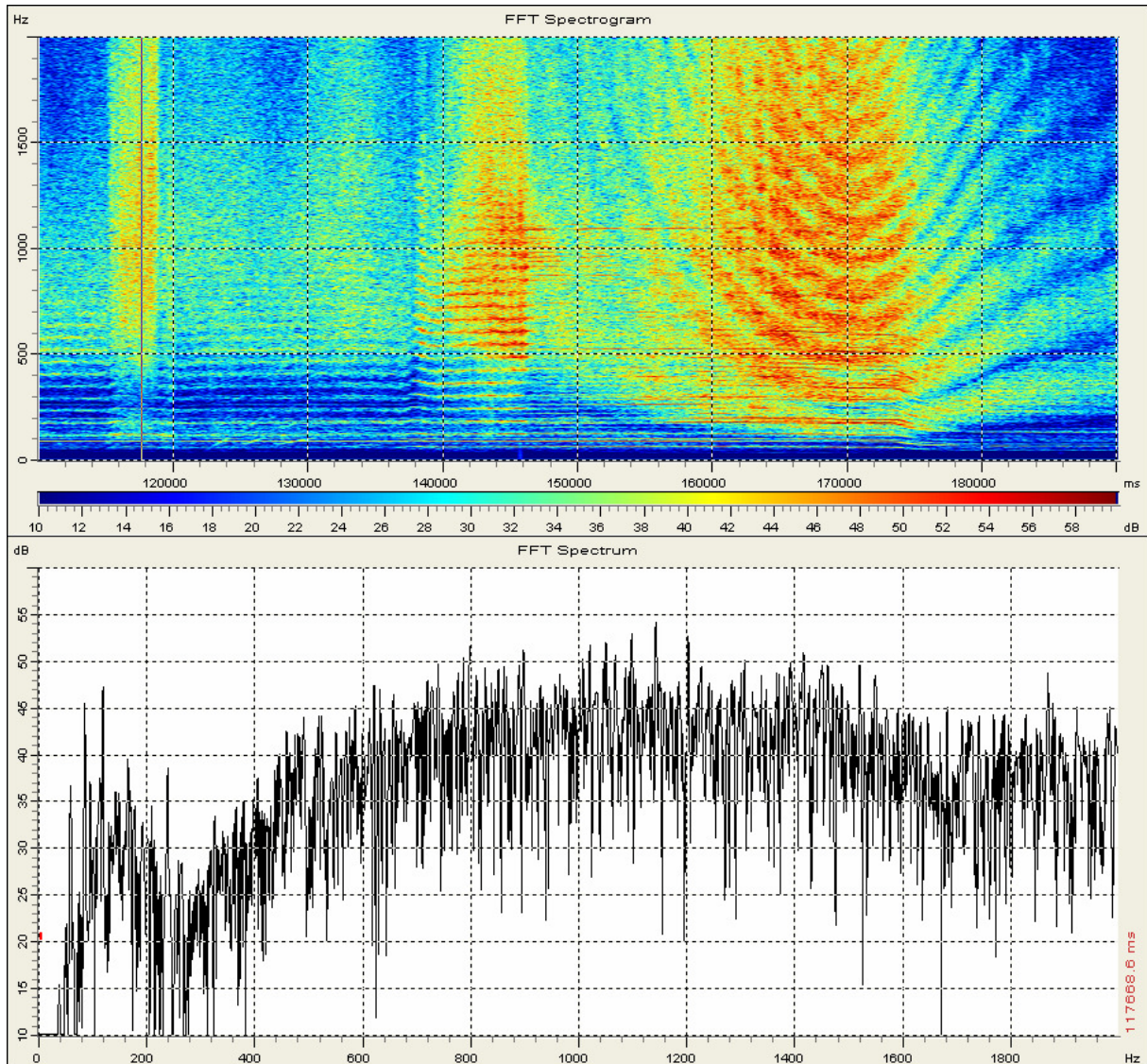


Bild 21 Teil-Spektrum, Ausschnitt bei Reverse-Betrieb bei 117.900 ms
Datei: N07_TO_00.wav
Zoom: 0...1000 Hz Scaling: 10...60 dB

Bild 22 zeigt das Einzelspektrum zum Zeitpunkt 138.000 ms, ein Zeitpunkt bei dem die vorderen Propeller auf Startschub gestellt werden. Man erkennt an diesem Einzelspektrum gut die primär tonalen Anteile des Lärms. Man sieht am Einzelspektrum wiederum, wo auch hier die lauten Anteile sind. Filtert man das Signal mit einem Bandsperrfilter, der auf etwa 600 Hz eingestellt ist, so klingt das Geräusch schon bedeutend leiser.

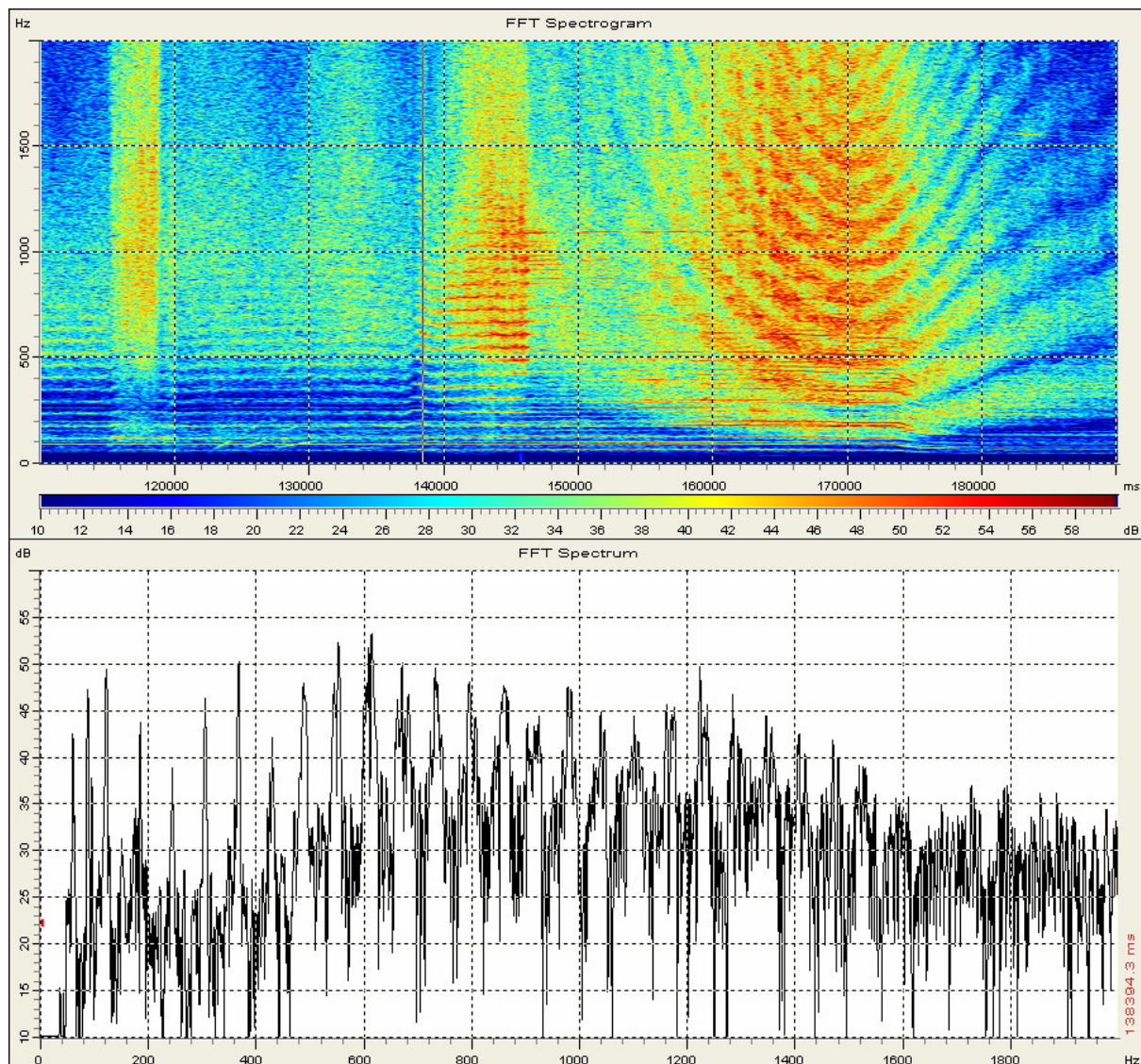


Bild 22

Teil-Spektrum, Ausschnitt bei Schub-Betrieb bei 138.400 ms

Datei: N07_TO_00.wav

Zoom: 0...1000 Hz

Scaling:

10...60 dB

Überflug in 300 m

In analoger Weise wurden nun die Überflüge und die Landung analysiert. Als Beispiel sei zunächst eine Analyse des 5. Überfluges mit maximaler Dauerleistung gezeigt. In Bild 23 ist wiederum das Gesamt-Spektrum dargestellt, in Bild 24 der integrierte, A-bewertete Pegel.

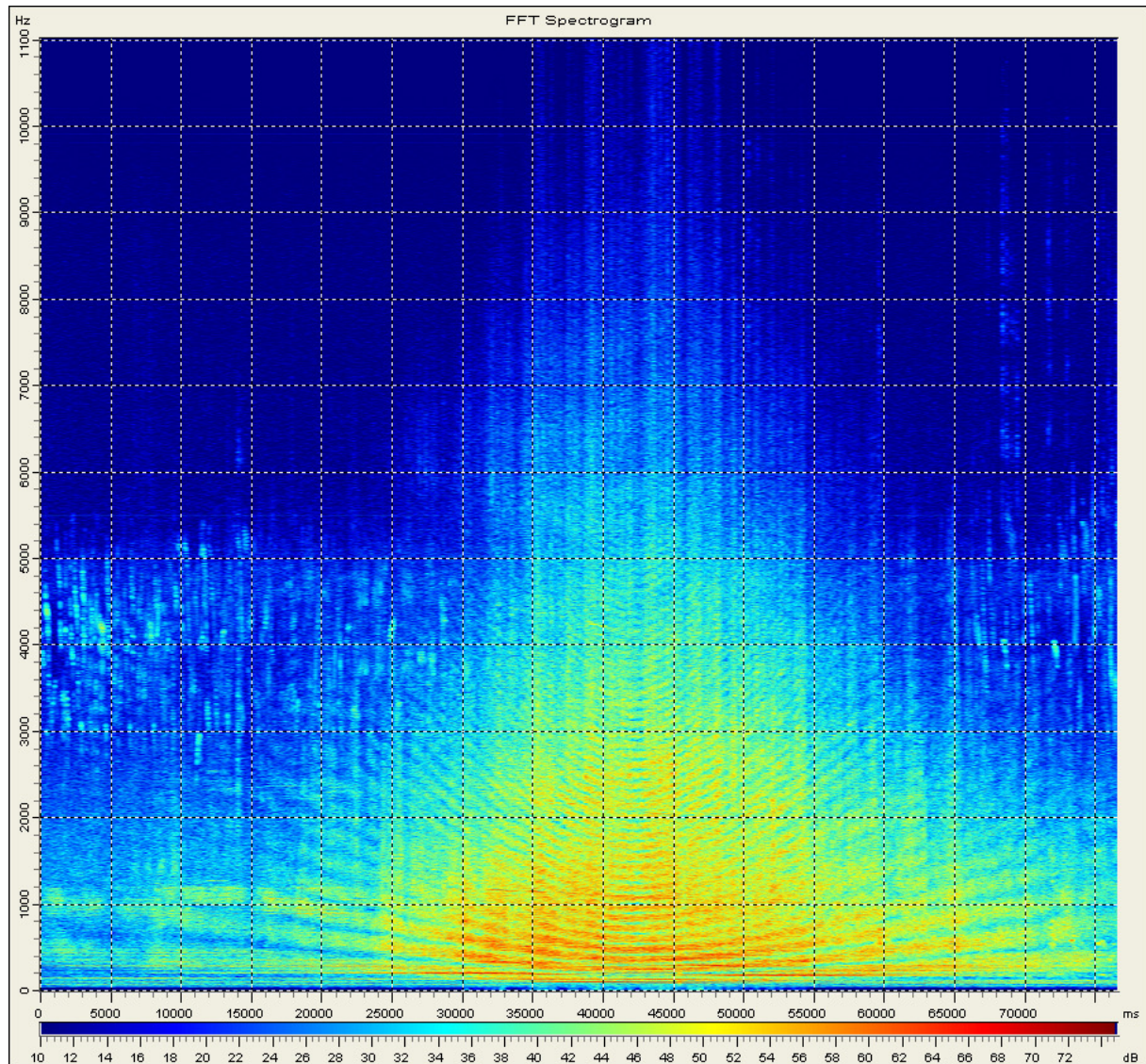


Bild 23 Gesamt-Spektrum eines Überfluges mit maximaler Dauerleistung
Datei: N07_2600_05.wav
Zoom: 0...11025 Hz Scaling: 10...75 dB

Die Flecken im Spektrum im Bereich von 3000 bis 5000 Hz vor und nach dem Überflug stammen von Singvögeln her, die in der Signaldati hier deutlich vor den tiefen Geräuschen des Luftschiffes im An-/Abflug zu hören sind. Wie bereits beim Überflug beim Startvorgang erkennt man am Spektrum-Plot den bogenartigen Verlauf der Maxima, die zu einem scheinbar wellenartigen Anstieg und Abfall des Gesamtpegels bei einem Überflug führen. Diese Struktur stammt von einem systematischen Problem der Messung von Schallsignalen mit einem Stativ-Mikrofon. Bei entsprechend steilem Einfall des Schallsignales von oben entstehen Reflexionen am Boden, die mit dem direkt einfallenden Signal überlagert werden.

Bei Einfall unter 90° entstehen bei einer Mikrofon-Höhe von 1.2 m Pegelerhöhungen bei ca. 135 Hz und Vielfachen davon, dazwischen wird das Signal abgesenkt. Bei schrägem Schalleinfall im An- oder Abflug verschiebt sich diese Interferenz zu höheren Frequenzen. Für Absolut-Messungen im Überflug ist daher das Stativ-Mikrofon nicht geeignet, für die hier durchgeführte Schallquellen-Analyse ist dieser Effekt jedoch nicht relevant. Bei flacheren Einfallswinkeln als 30° von oben ist der Effekt nicht mehr feststellbar, d. h. für die späteren Absolutmessungen am Triebwerks-Prüfstand, bei denen generell flach gemessen wurde, ist er nicht relevant.

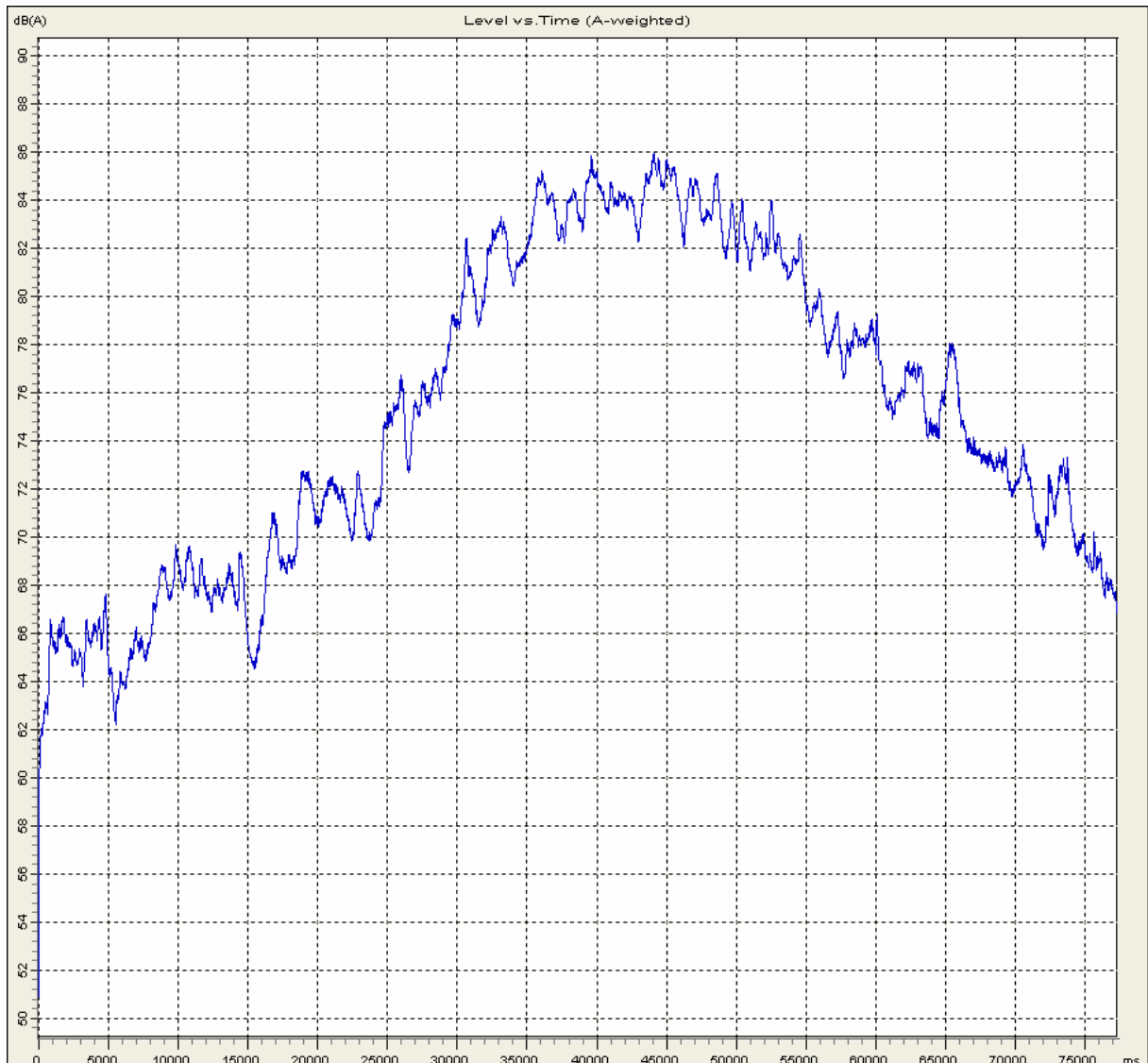


Bild 24 A-bewerteter Schallpegel eines Überfluges mit max. Dauerleistung
 Datei: N07_2600_05.wav
 Scaling: 60...90 dB Meßbereich: 30...80 dB (Δ dB = - 19.8 dB)

Interessant hinsichtlich Schallquellen-Analyse ist nun noch ein Überflug mit deutlich reduzierter Motordrehzahl aber noch relativ hoher Motorleistung (hoher Ladedruck). Bild 25 zeigt das Spektrum eines Überfluges mit einer Motordrehzahl von 1850 1/min (d. h. die drehzahlabhängigen Erregerfrequenzen aus Tabelle 1 müssen mit einem Faktor 0.71 multipliziert werden). Hier ist nun, neben der bereits in anderen Spektren sichtbaren Frequenz des Getriebegeräusches des Umlenkgetriebes der drei Antriebseinheiten (ca. 805 Hz im Anflug, ca. 770 Hz beim Überflug, ca. 740 Hz im Abflug), die Grundfrequenz des Getriebegeräusches des Riemengetriebes des Hecktriebwerkes erkennbar (ca. 1540 Hz im Anflug, ca. 1485 Hz beim Überflug, ca. 1420 Hz im Abflug), und dies bereits im Anflug, wo das Hecktriebwerk noch teilweise vom Rumpf abgeschattet wird. Während des Überfluges und im Abflug ist auch zum ersten und einzigen Mal die erste Oberwelle dieses Getriebegeräusches feststellbar (ca. 2840 Hz im Abflug).

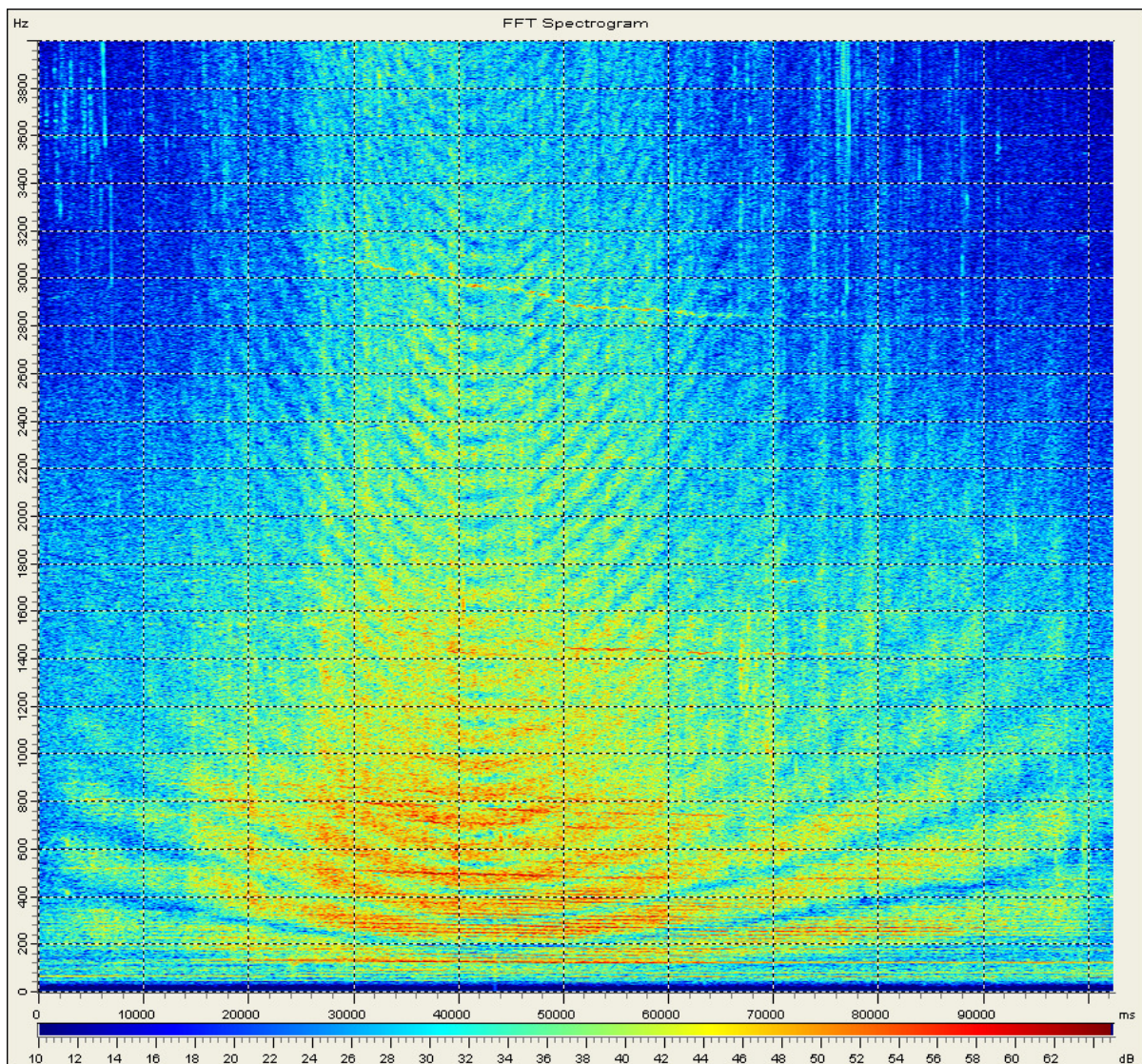


Bild 25 Gesamt-Spektrum eines Überfluges mit reduzierter Motorleistung
 Datei: N07_1850_00.wav
 Zoom: 0...4000 Hz Scaling: 10...65 dB

Diese Geräusche tragen aber mehr zum Klang bei als zum allgemeinen Schallpegel. Bei geübtem Beobachter sind sie jedoch im Überflug gut hörbar.

Betrachtet man jedoch den unteren Frequenzbereich des Spektrums bis 500 Hz genauer (siehe Bild 26), so stellt man hinsichtlich Propellerlärm folgendes fest:

- Sowohl im Anflug als auch im Abflug erreicht die Zündfolge-Frequenz des Motors relativ hohe Pegel, im Überflug ist der Pegel wiederum geringer. Dies passt nicht zur angenommenen Monopol-Charakteristik des Motorgeräusches, sondern deutet darauf hin, dass möglicherweise die Ungleichförmigkeit des Motor-Momentes über die Propeller zur Lärmcharakteristik beiträgt und daher hier nicht direkt das Motorgeräusch gemessen wird sondern ein durch die Ungleichförmigkeit des Antriebes erzeugtes Propellergeräusch (siehe auch [37] und [38]. Eine am Triebwerksprüfstand durchgeführte hochfrequente Messung des Propeller-Wellenmomentes zeigte auch, dass der Propeller während des Umlaufes durch Motorerregung ungleichförmig läuft und dass man in dieser Ungleichförmigkeit die Motorfrequenzen wieder findet. Die Abweichung in der Winkelgeschwindigkeit ist jedoch in der Größenordnung von 0.01%. Dennoch kann dies erklären, warum tonale Geräusche mit dipolartigem Charakter in der Motorfrequenz auftreten.
- Beim Überflug und im Abflug ist die Blattfolge und die ersten beiden Oberwellen des Lateralpropellers des Hecktriebwerkes zu erkennen, obwohl dieser ungeschränkte Propeller nur auf Nullschub mitläuft (also nur Dickenlärm produziert). Direkt im Überflug erzeugt vor allem die erste Oberwelle hohe Pegel.
- Kurz vor Überflug, vor allem aber als dominierender Pegel im Abflug ist die zweite Oberwelle der Blattfolge der Heck-/Seitenpropeller zu erkennen.
- Die regelmäßigen Linien mit einem Abstand von je ca. 15 Hz sind vermutlich auf Interferenzen zwischen den Propellern zurückzuführen.

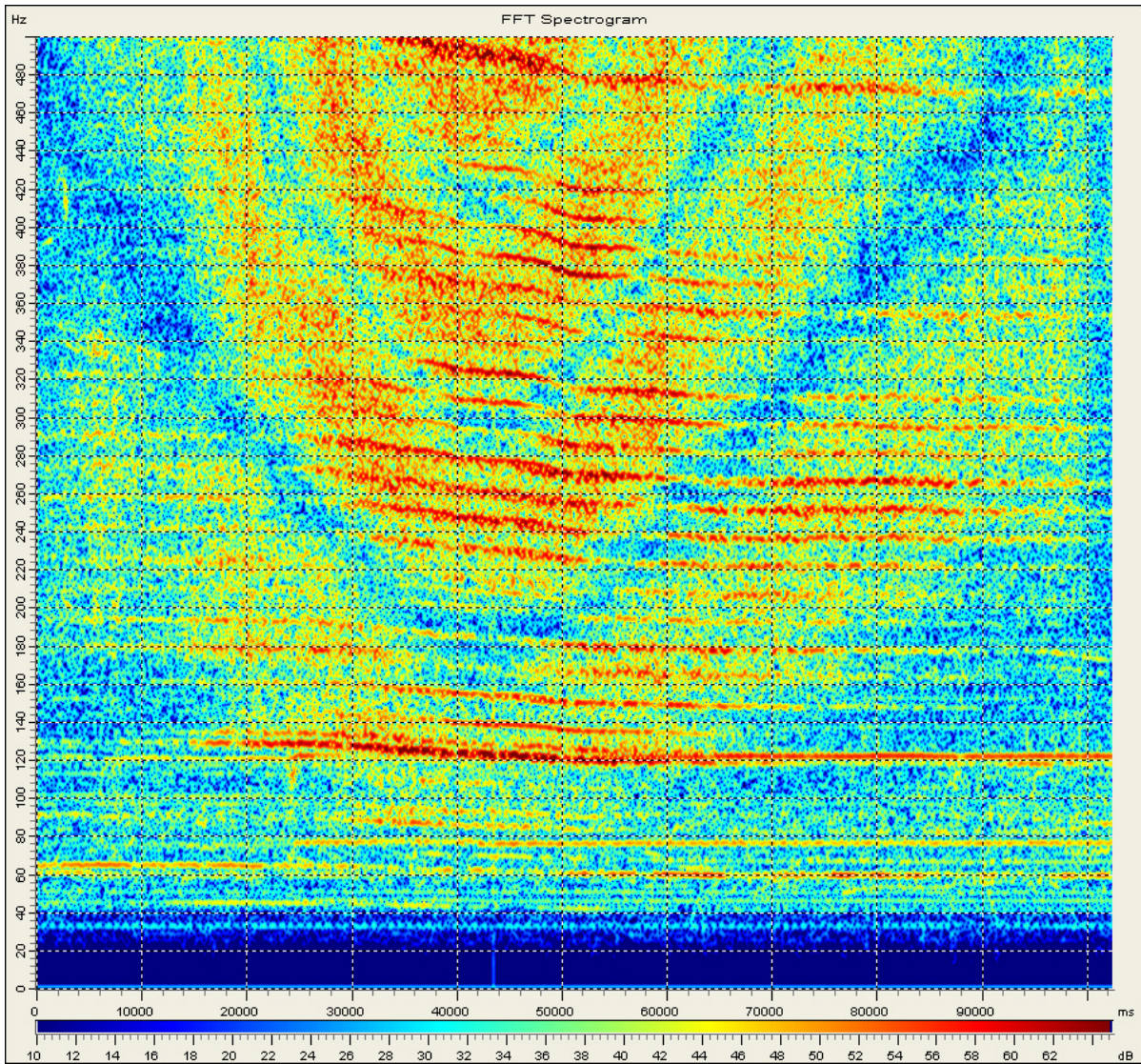


Bild 26

Gesamt-Spektrum eines Überfluges mit reduzierter Motorleistung
 Datei: N07_1850_00.wav
 Zoom: 0...500 Hz Scaling: 10...65 dB

Vorflug-Check am Boden

Zuletzt soll nun noch ein Ausschnitt eines Gesamt-Spektrums eines Vorflug-Checks betrachtet werden, bei dem an einem seitlichen Triebwerk, das zunächst mit etwa 1800 1/min dreht, der Propeller von Startschub auf Nullschub gestellt wird und anschließend die Drehzahl auf maximale Regeldrehzahl gestellt wird (Bild 27). Im tiefen Frequenzbereich sind zwar die üblichen Blattharmonischen erkennbar, die das Geräusch mit dem Propeller in Startstellung dominieren, nachdem jedoch der Propeller auf Nullschub gefahren wird (ab 30.000 ms) entsteht sehr breitbandiger Lärm bei zunächst 3000 bis 4000 Hz, bei Erhöhung der Drehzahl wird der breitbandige Anteil sehr laut, mit zwei Frequenzbereichen, zwischen 400 Hz und 1400 Hz (mitten in der hohen Bewertung eines A-Filters) und zwischen 4000 und 6500 Hz.

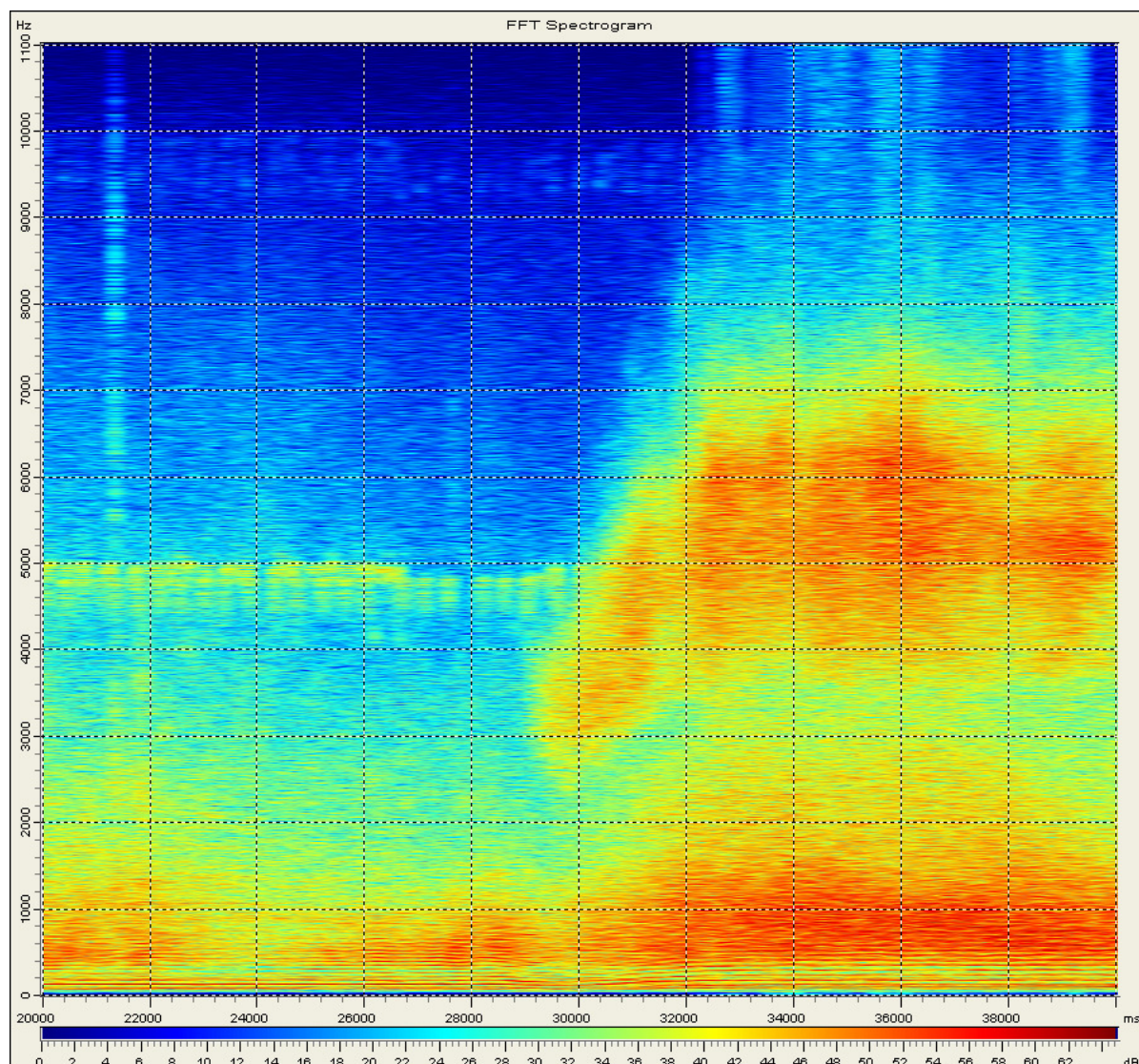


Bild 27

Gesamt-Spektrum eines Triebwerks-Checks am Boden

Datei: N07_TW_00.wav

Zoom: 0...11025 Hz

Scaling:

0...65 dB

Zusammenfassung

Durch die Überflugmessungen mit dem Luftschiff ließen sich die Betriebszustände, die sowohl hinsichtlich Pegel als auch Klang störend sind, gut erkennen und identifizieren. Dadurch konnten Entwurfs-Anforderungen an den zu entwickelten Propeller verifiziert und präzisiert werden.

2.1.5 Leistungs- und Schallpegelmessungen am Triebwerksprüfstand

An dem bei ZLT aufgebauten Triebwerks-Prüfstand, dessen Antriebseinheit weitgehend der Hecktriebwerks-Gondel des Luftschiffes LZ N07-100 entspricht, wurden der bisher am Luftschiff verwendete Heckpropeller vom Typ HO-V373-DR/D270 FU, nachfolgend als **Referenzpropeller** bezeichnet, und der im Rahmen dieses Forschungsvorhabens entwickelte Experimentalpropeller mit der formalen Bezeichnung HO-V545E-DR/D254 LJ, im Folgenden als **NERSOP-Propeller** bezeichnet, sowohl akustisch als auch leistungsmäßig vermessen. Bei beiden Propellern handelt es sich, der Antriebseinheit entsprechend, um rechtsdrehende Druckpropeller. Beide Propeller sind hydraulisch über ein so genanntes Beta-Rohr stufenlos verstellbar, von Vorwärtsschub bis in den Reverse-Bereich hinein. Der mögliche Verstellbereich geht in beide Richtungen über die Blattwinkel hinaus, die von der Antriebseinheit noch leistungsmäßig verkraftet werden können. Die Blätter beider Propeller sind ähnlich aufgebaut. Sie bestehen aus einem Kern aus verschiedenen (den Lasten angepassten) Hölzern und sind außen mit GFK ummantelt. Die Eintrittskante ist verstärkt. Die Blätter wurden aus Holzrohlingen grob ausgefräst und von Hand mit Hilfe von Profil-Schablonen hinsichtlich Schränkung und Profil auf Soll-Maß gebracht. Die Fertigungstoleranz ist bei den Blättern beider Propeller gleich, sie entspricht dem einer normalen Serienfertigung des Propellerherstellers. Aus Fertigungsgründen brauchen Blätter in dieser Bauart eine endliche Dicke an den Hinterkanten, sie beträgt bei beiden Propellern etwa 4 mm, was etwa 2% der Blatt-Tiefe entspricht. Beide Propeller sind mit einer glänzenden Lackschicht versehen.

Der Referenzpropeller ist ein symmetrisch geteilter Dreiblatt-Propeller mit nahezu rechteckigem Blatt-Grundriß und stark gerundeten, fast elliptischen Blattspitzen. Der Propeller hat einen Nenn-Durchmesser 2.70 m.

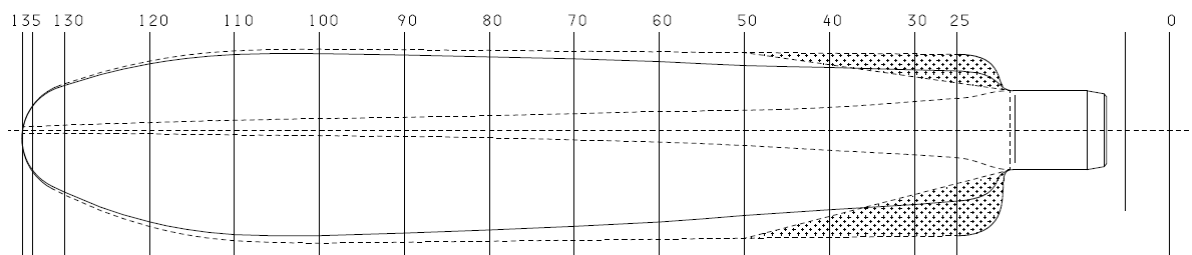


Bild 28 Referenzpropeller

Der NERSOP-Propeller ist ein ebenfalls symmetrisch geteilter Fünfblatt-Propeller mit einer moderat rückgesichelten Blattgeometrie mit gerade abgeschnittenem Blattende. Genau genommen hat das NERSOP-Blatt eine Vorpfeilung im Innenbereich und nur im äußeren Drittel eine Rückpfeilung. Dieser Propeller hat einen Nenn-Durchmesser von 2.54 m.

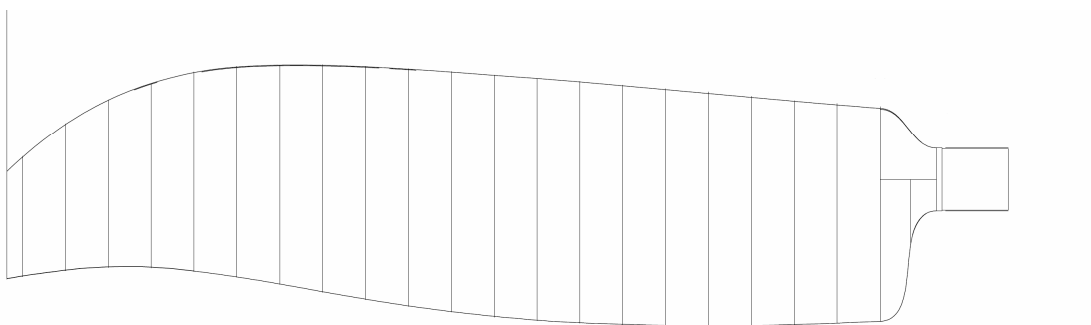
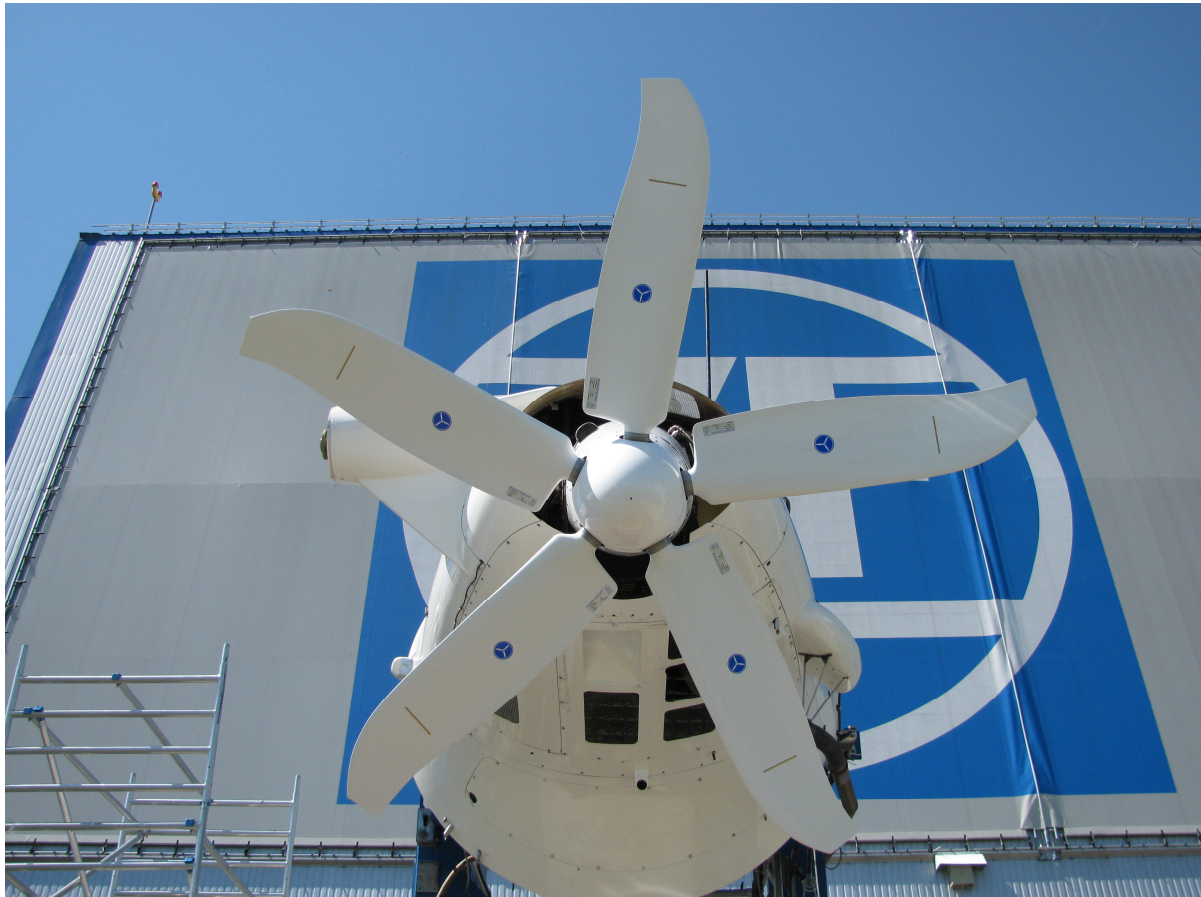


Bild 29 NERSOP-Propeller

Die Vermessung der Leistung der Propeller erfolgte zum Einen über die Sechskomponenten-Waage des Prüfstandes, mit der die Anschluß-Kräfte und –Momente an der Triebwerks-Gondel gemessen wurden und über eine mit DMS und einer Telemetrie bestückten Propellerwelle. Die an der Waage gemessene X-Kraft entspricht dem Bruttoschub des Propellers bei Schwenklage 0° , die Z-Kraft entspricht, bis auf das Vorzeichen, dem Bruttoschub bei Schwenklage 90° . Die durch den Propeller erzeugte Strömung erzeugt an der Triebwerksgondel aerodynamische Kräfte, die sich experimentell bei diesem Meßaufbau nicht von den Propellerkräften trennen lassen. Aus Sicht der Luftschiff-Entwicklung sind es auch diese Kräfte, die interessant sind, da sie es sind, die das Luftschiff antreiben bzw. steuern. Speziell bei Schwenklage 0° wird der Unterschied zwischen Brutto- und Netto-Schub, also der Schub des reinen Propellers, jedoch gering sein, zumindest im Rahmen der Meßgenauigkeit der Anlage.

Mit der kalibrierten Propellerwelle wird direkt das Moment gemessen, mit dem der Propeller angetrieben wird. Über die Motordrehzahl und das Übersetzungsverhältnis lässt sich die Wellenleistung zum Propeller ermitteln.

Die für eine Datenreduktion erforderliche Luftdichte lässt sich am Prüfstand mit Hilfe der gemessenen Lufttemperatur und dem Luftdruck berechnen.

Für die Schallpegel- und Schallsignal-Messungen wurde der Prüfstand ohne den Lateralpropeller betrieben, bei den Leistungsmessungen war er zeitweise montiert. Bei den Leistungsmessungen hat ein montierter Lateralpropeller lediglich die Auswirkung, dass etwas weniger Antriebsleistung für den Heckpropeller übrig bleibt und damit der maximal erreichbare Standschub geringer ist. Der Verlauf der Schubkurve ist bis zu diesem Punkt jedoch identisch.

Bild 30 enthält den gemessenen Schub des auf 0° geschwenkten Referenzpropellers in Abhängigkeit des Blattwinkels des Propellers. Der Maximal-Schub ist, sowohl bei Vorwärts- als auch Reverse-Schub durch die verfügbare Motorleistung limitiert, wobei am Blatt jedoch bei Vorwärts-Schub teilweise und bei Reverse-Schub großflächig die Strömung abgelöst ist. In Bild 31 ist der Schub des Referenzpropellers bei 5 verschiedenen Messungen (allerdings am gleichen Test-Tag) aufgetragen, um die Wiederholgenauigkeit der Messungen zu zeigen. Die mit Pos. 1 bis Pos. 5 bezeichneten Kurven beziehen auf Schallpegelmessungen an fünf verschiedenen Meß-Positionen, bei deren Gelegenheit diese Schubmessungen mit durchgeführt wurden.

Referenzpropeller, Swivel 0° (Datei: NERSOP_20090810b)

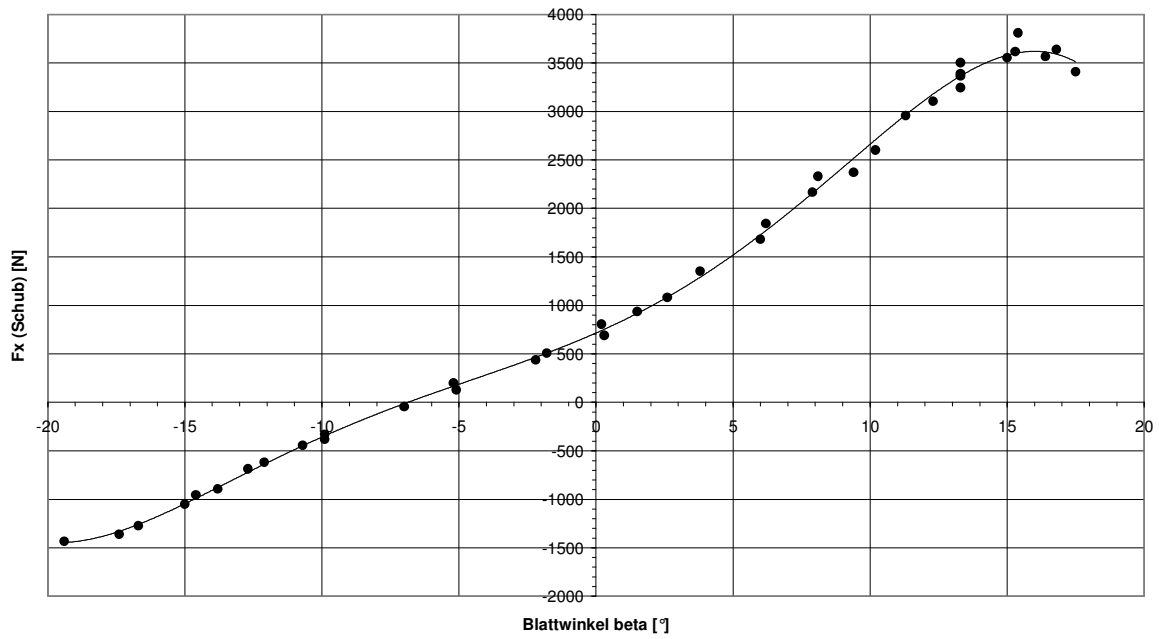


Bild 30 Schub des Referenzpropellers in Abhängigkeit des Blattwinkels

Referenzpropeller, Swivel 0° (Datei: NERSOP_20081208a)

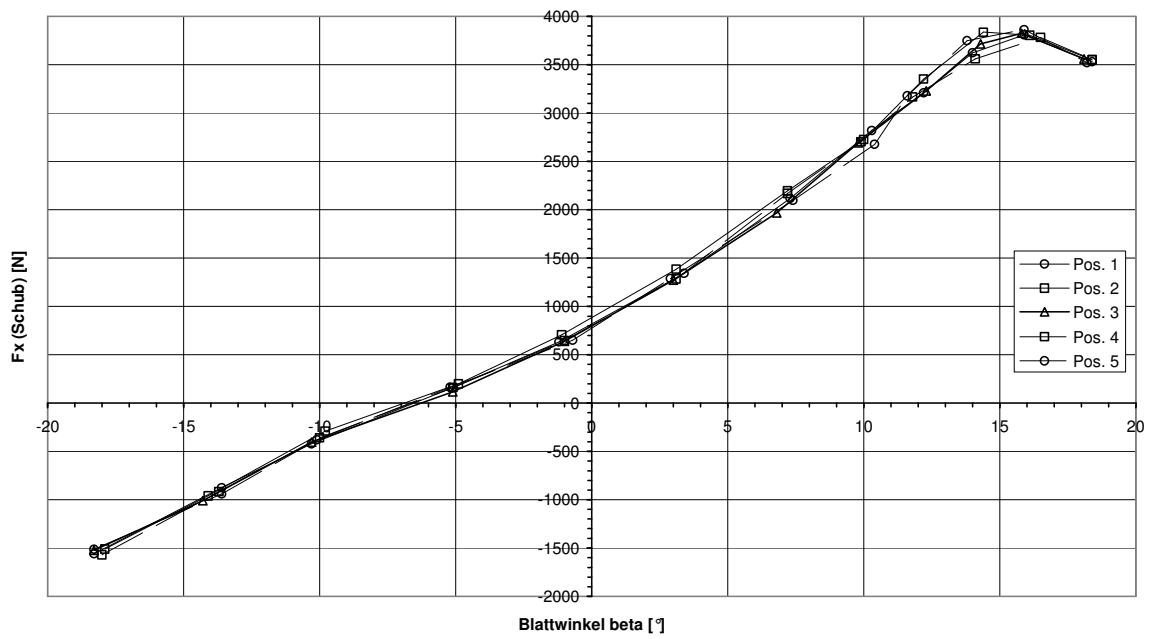


Bild 31 Schub des Referenzpropellers bei 5 verschiedenen Messungen

Bild 32 zeigt den Zusammenhang zwischen dem vom Referenzpropeller erzeugten Schub und dem hierfür erforderlichen Wellenmoment, wiederum für den Fall, dass der Propeller auf 0° geschwenkt ist.

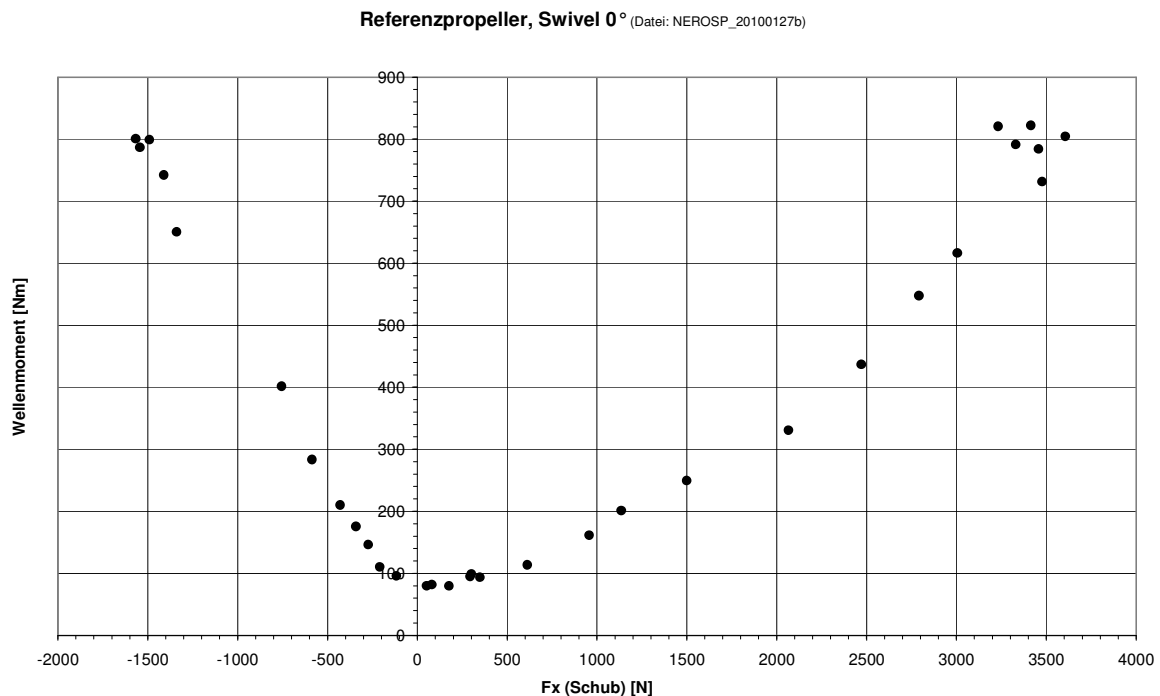


Bild 32 Zusammenhang zwischen Schub und Wellenmoment

Ist die Propellergondel auf 0° geschwenkt, so erfolgt die Zuströmung zum (bei Vorwärts-Schub) bzw. Abströmung vom (bei Reverse-Schub) Propeller relativ gleichförmig während eines Blatt-Umlaufes, die Triebwerksgondel ist relativ symmetrisch zur Propeller-Drehachse. Dies ist nicht mehr der Fall, wenn die Propellergondel auf 90° geschwenkt wird. Dann liegt ein Teil des Blattumlaufes unter der Triebwerksgondel. Das Blatt hat, so lange es unter der Gondel ist, bei Vorwärts-Schub deutlich andere Zuströmverhältnisse, bei Reverse-Schub bläst das Blatt die Gondel-Unterseite an. In den Bildern 33 und 34 wird ein Vergleich zwischen beiden Betriebszuständen gemacht. Wie man in Bild 33 sieht, verschiebt sich der Nullschub-Blattwinkel zwischen beiden Betriebszuständen und damit auch die gesamte Schubkurve. Es wird sogar etwas mehr Vorwärts-Schub erzeugt, während der Reverse-Schub deutlich abnimmt, wenn die Propellergondel auf 90° steht. Bei dem relativ stark verwundenen Blatt des konventionell ausgelegten Referenzpropellers hat die Nähe der Triebwerksgondel vor allem einen Einfluß auf die Strömung im Blatt-Spitzenbereich, da überwiegend dieser Bereich des Blattes unter der Gondel liegt. Wie man später bei den Messungen des NERSOP-Propellers sehen wird, ist der Einfluß der Gondel auf die Verschiebung der Schubkurve bei diesem geringer verwundenen Blatt und den geänderten Blatt-Profilen deutlich geringer.

Referenzpropeller bei Swivel 0° bzw. 90° (Datei: NERSOP_20100127b)

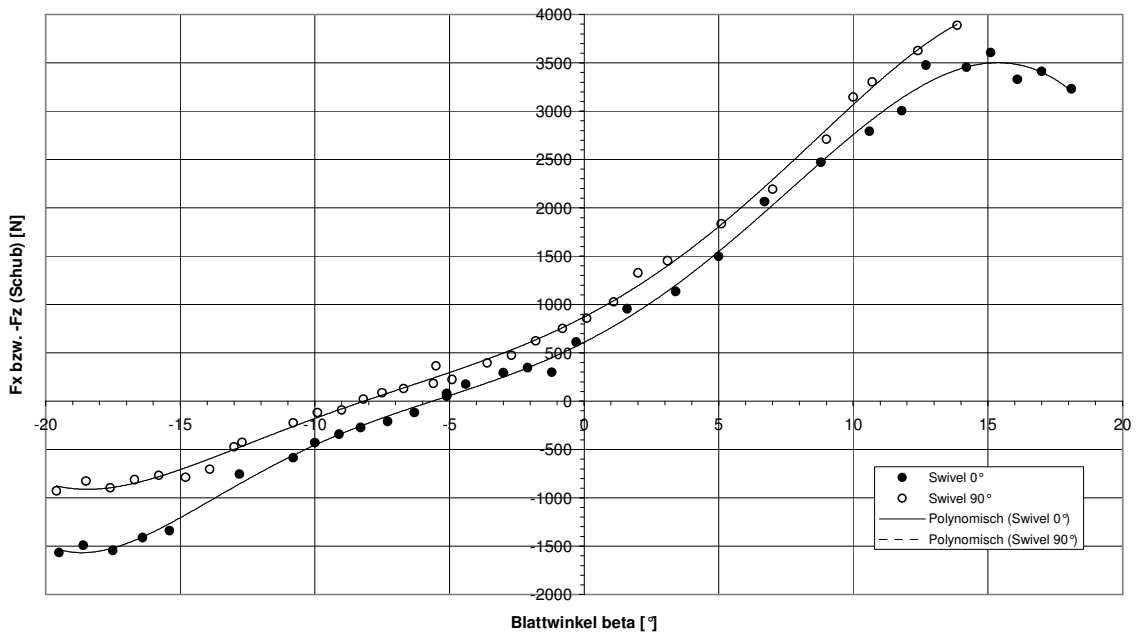


Bild 33 Vergleich der Schubkurve bei Schwenklage 0° und 90°

Referenzpropeller bei Swivel 0° bzw. 90° (Datei: NERSOP_20100127b)

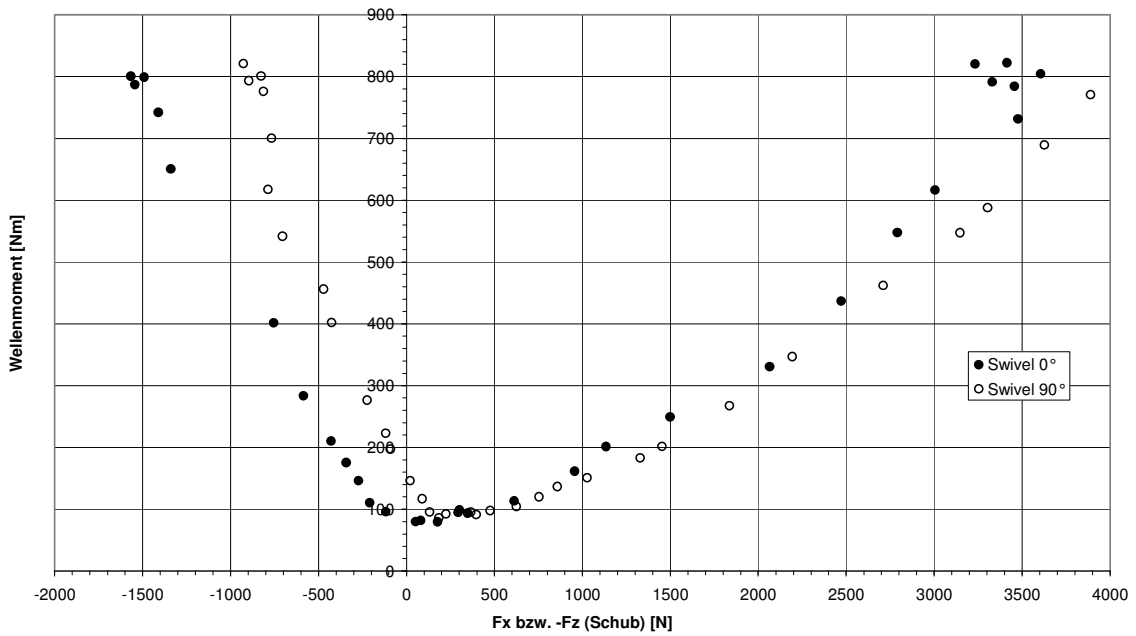


Bild 34 Vergleich der Momenten-Schubkurve bei Schwenklage 0° und 90°

In Bild 35 wird nun ein Vergleich zwischen den gemessenen Leistungs- und Schubbeiwerten und den vom Propellerhersteller mit konventioneller Blattelement-Theorie gerechneten Werten durchgeführt. Es muss dazu gesagt werden, dass die genaue Berechnung des Standschubes, also des Betriebsverhaltens eines Propellers bei oder um einen Fortschrittsgrad von Null, schon immer schwierig und ungenau war. Wie man sieht, passen die theoretische Werte bei kleinen positiven Schub-Beiwerten C_T gut zu den gemessenen Werten, bei Schub-Beiwerten von $C_T > 0.1$ gibt es jedoch schon größere Abweichungen. D. h. das theoretische Modell sagt bei gegebener Wellenleistung mehr Schub voraus als es praktisch möglich ist. Der theoretisch angenommene Blatt-Widerstand passt wohl ganz gut im Bereich kleiner Anstellwinkel, nicht mehr jedoch bei größeren Anstellwinkeln. Im Bereich des Reverse-Schubes liegt die Theorie jedoch weit neben den Messergebnissen, schon bei Schwenkwinkel 0° liegt hier ein Faktor 2 zwischen beiden Werten. Dies ist nicht besonders verwunderlich, die Besonderheiten des Reverse-Betriebes eines konventionell ausgelegten Blattes, wo großflächig mit Ablösung der Strömung gerechnet werden muss, kann von einfachen Theorien nicht erfasst werden. Auch das im Rahmen der Entwurfskette dieses Programmes verwendete Vorentwurfs-Tool XROTOR, das ein Wirbelleiter-Verfahren verwendet, hat hier seine Grenzen. Anhand von Bild 35 wird schon klar, dass sinnvolle Rechenergebnisse bei in diesem Forschungsvorhaben vorkommenden, speziellen Betriebsbereich von Propellern nur moderne CFD-Methoden sinnvolle Rechenergebnisse liefern.

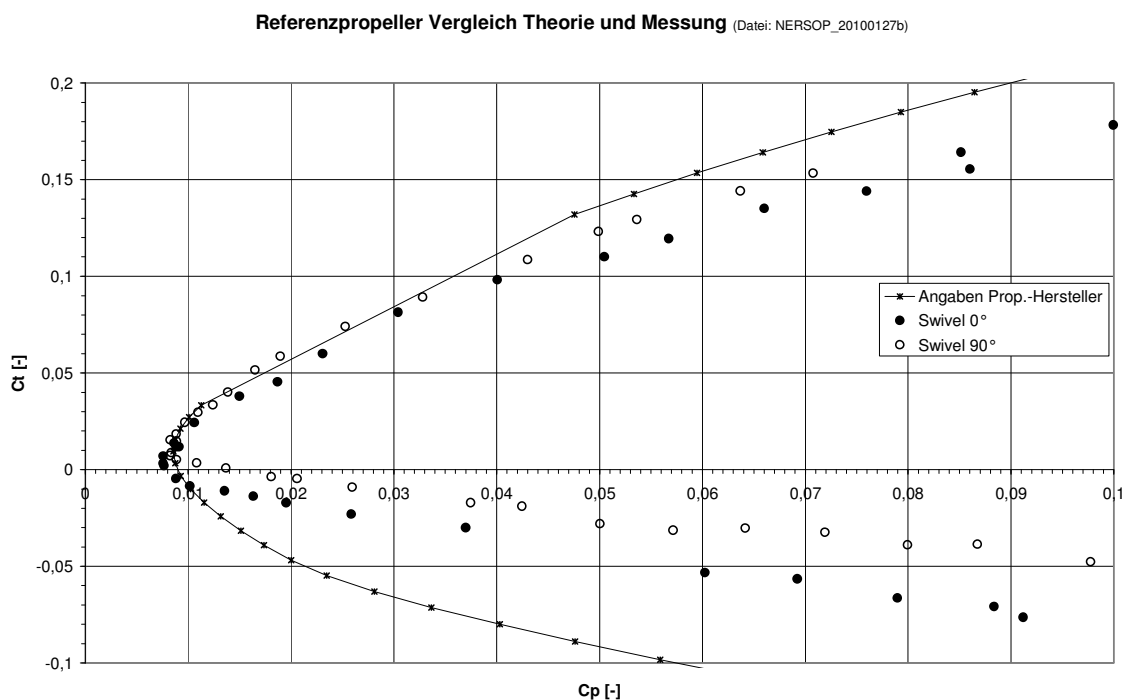


Bild 35 Vergleich zwischen Theorie und Messung beim Referenzpropeller

In Bild 36 sind schematisch die bei Schallpegel- und Schallsignalmessungen am Triebwerksprüfstand verwendeten Meß-Positionen dargestellt. Die Punkte sind alle 20 m von der Nabenmitte des Propellers entfernt und haben untereinander einen Winkel von 45°. Sie sind, bedingt durch den Aufbau des Prüfstandes, alle im Bereich des Abstromes des Propellers, wenn dieser in seiner 0°-Stellung Vorwärtsschub erzeugt und im Bereich des Zustromes bei Reverse-Betrieb. Bei normalen Leistungsmessungen oder auch bei Vergleichsmessungen, bei denen nur an einer Meßposition gemessen werden konnte, wurde die Position 2 gewählt, da sie etwa im Maximum der Dipol-Richtung von vom Propeller abgestrahltem Schall liegt und da sie auf der vom Riemengetriebe und der Kühlluft-Zufuhr des Motors abgewandten Seite der Triebwerksgondel liegt. Die Position 2 wurde auch bei Schallpegelmessungen beim auf 90° nach unten geschwenkten Propeller verwendet. Bezogen auf die Propellerkreis-Ebene wären bei 90°-Schwenkwinkel alle Positionen gleichwertig, der Meßwinkel zwischen Kreisebene und Mikrofon beträgt hier generell etwa 10°. Damit liegt dieser Winkel zwischen den Positionen 1 und 2 (bzw. 4 und 5) beim auf 0° geschwenkten Propeller.

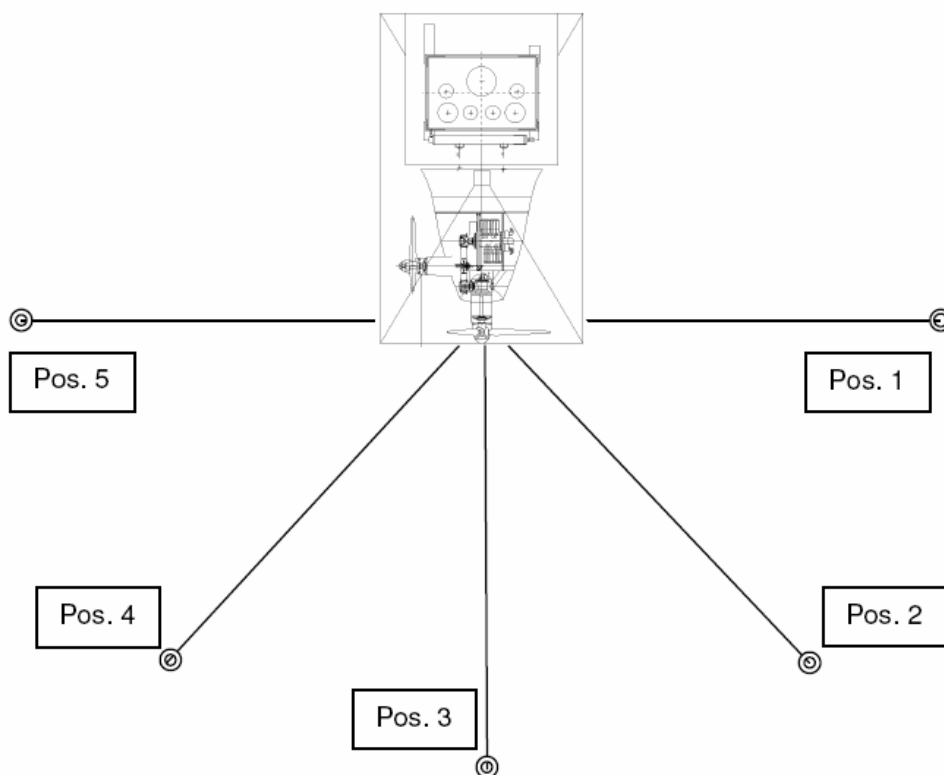


Bild 36 Positionen der Schall-Meßpunkte am Triebwerksprüfstand

Bild 37 zeigt den Blick von der oberen Plattform des Prüfstandes auf das Mikrofon an Position 1. Die Position 2 ist auf dem Bild markiert durch die schallharte Platte für Bodenmessungen. In Bild 38 sind die Positionen 4 und 5 durch Markierungshütchen

gekennzeichnet. Bild 40 letztendlich zeigt den Blick vom Prüfstand aus auf die Meßposition 3 kurz hinter dem Zaun (hier nicht markiert).



Bild 37 Schallpegel-/Schallsignalmesspunkte Pos. 1 und Pos. 2



Bild 38 Schallpegel-/Schallsignalmesspunkte Pos. 4 und Pos. 5



Bild 40 Schallpegel-/Schallsignalmesspunkt Pos. 5
(auf Grasstreifen zwischen Zaun und Weg)

Sowohl die Schallpegel als auch die Schallsignale wurden in der Regel über ein Stativ-Mikrofon in 1.20 m Höhe über den Grasboden gemessen (siehe Bild 41). Bei den am Prüfstand vorkommenden flachen Einfallswinkeln wurde diese bei der Maschinen- und Verkehrsakustik verwendete Mikrofon-Position gegenüber der bei Überflugmessungen an Luftfahrzeugen verwendeten Bodenmikrofon-Messung der Vorzug gegeben, da sie einfacher aufzubauen und auf einem Grasboden leichter instand zu halten ist. An Position 2 wurden Messergebnisse von Standläufen mit beiden Mikrofon-Positionen miteinander verglichen (siehe hierzu den Abschnitt über Schall-Signalmessungen), es zeigten sich in der Tat keine signifikanten Unterschiede im Signal-Inhalt, lediglich die Absolut-Pegel sind bei der Bodenmessung um einen festen Betrag höher. Bild 42 zeigt den Aufbau des Bodenmikrofons über der in Sand gebetteten schallharten Platte an Pos. 2. Schallpegelmessungen erfolgten generell A-bewertet, die Schallsignalmessungen erfolgten ungefiltert.



Bild 41 Mikrofon in Stativ-Anordnung in 1.20 m über Grund



Bild 42 Bodenmikrofon über schallharter Platte

Bild 43 zeigt nun das Ergebnis von Schallpegel-Messungen am Referenzpropeller bei Schwenkwinkel 0°. Zur besseren Lesbarkeit wurde die Messung an Pos. 3 (genau stromab bzw. stromauf) dick ausgezogen und die symmetrischen Positionen 1/5 und 2/4 mit den jeweils gleichen Symbolen versehen. Bild 44 entspricht Bild 43 bis auf die Ergebnisse von Pos. 3, die hier, ebenfalls zur besseren Übersichtlichkeit, weggelassen wurde.

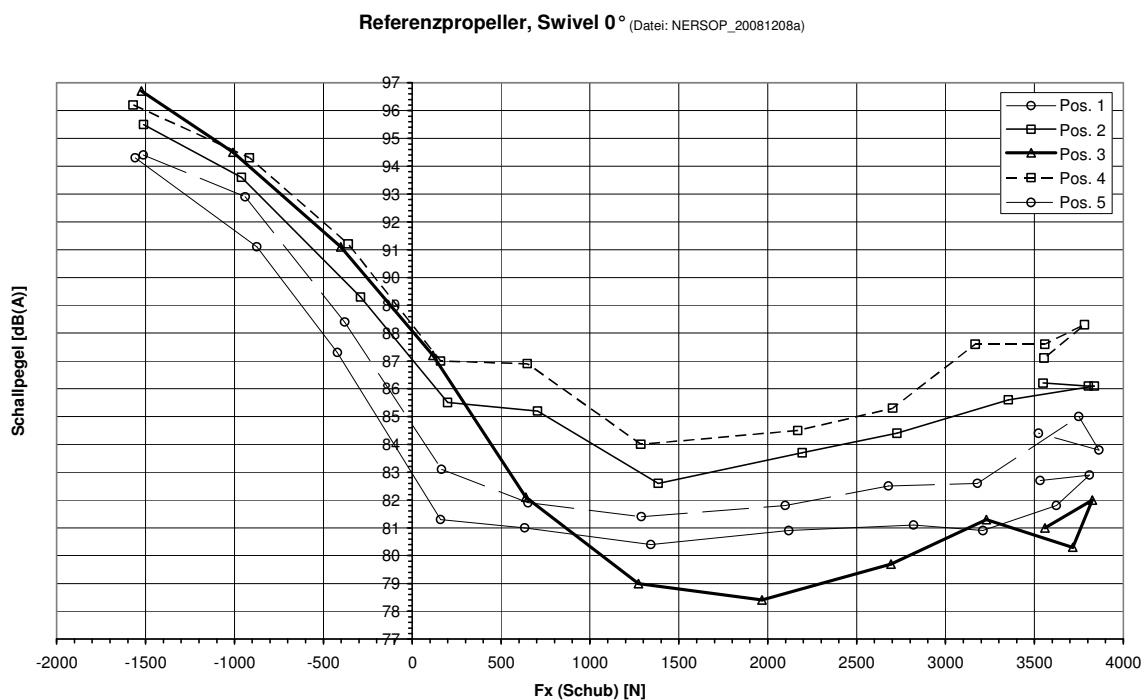


Bild 43 Schallpegel-Messungen am Referenzpropeller

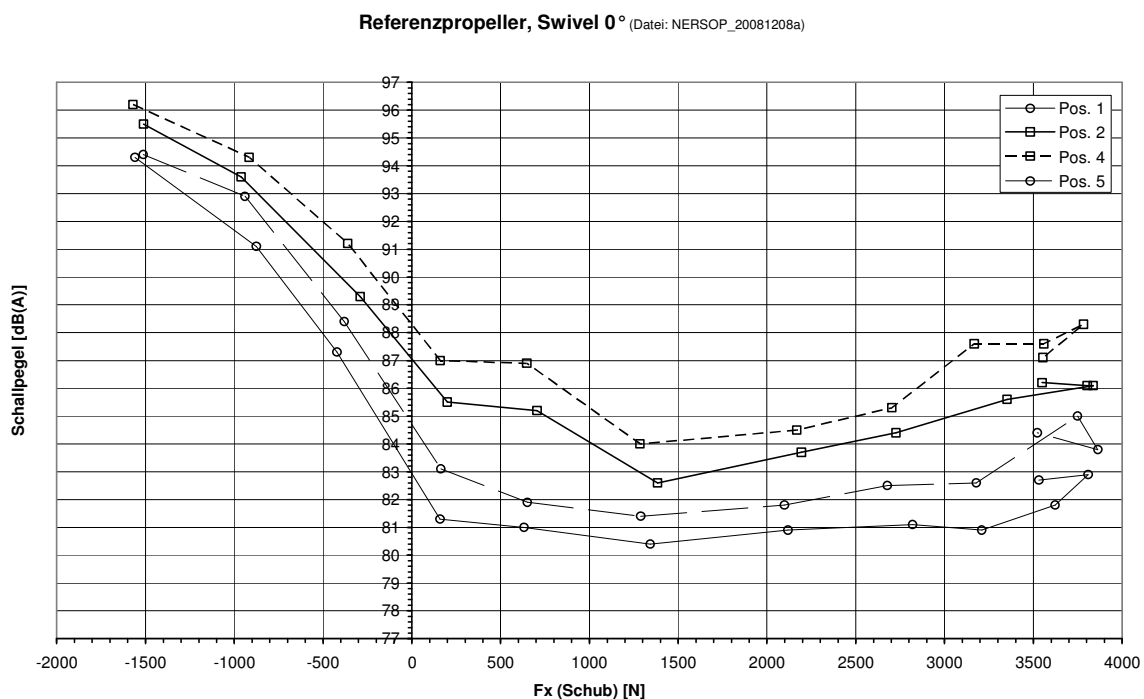


Bild 44 Schallpegel-Messungen am Referenzpropeller

Zunächst einmal fällt auf, dass der Propeller seinen leisesten Zustand bei moderatem Vorwärtsschub hat. An den seitlichen Meßpositionen ist er bei Null-Schub bereits wieder so laut wie bei maximalem Vorwärtsschub, an der Mittel-Position 3 ist er sogar deutlich lauter. Je weiter man in Richtung Reverse-Schub geht, desto lauter wird der Propeller. Es muss bei Betrachtung der Bilder beachtet werden, dass im Schallpegel nicht nur der Propeller-Lärm sondern auch der Triebwerkslärm enthalten ist. Bei maximalem Vorwärts-Schub und bei maximalem Reverse-Schub sind die Triebwerksleistung und damit der Triebwerkslärm jedoch gleich. An den Bildern 43 und 44 sieht man, dass der Propeller dann im Reverse-Betrieb an den seitlichen Meß-Positionen etwa 8 bis 10 dB und an der Mittel-Position sogar 15 dB lauter ist als bei Vorwärts-Betrieb. Dies zeigt, wie groß das Lärmreduktions-Potential in diesem Betriebsbereich des Propellers sein kann.

Bild 45 zeigt einen Vergleich der gemessenen Schallpegel zwischen einer auf 0° und einer auf 90° geschwenkten Propellergondel. Der Winkel zwischen Propellerkreisebene und Mikrofon bei 90° entspricht einer Meß-Position zwischen Pos. 1 und 2 bei auf 0° geschwenktem Propeller. Daher wurden in Bild 45 die Schallpegel von Pos. 1 und Pos 2 eingetragen. Der Schallpegel wird hier nicht über dem Schub, sondern über dem Blattwinkel aufgetragen, um die beiden Betriebszustände direkt miteinander vergleichen zu können.

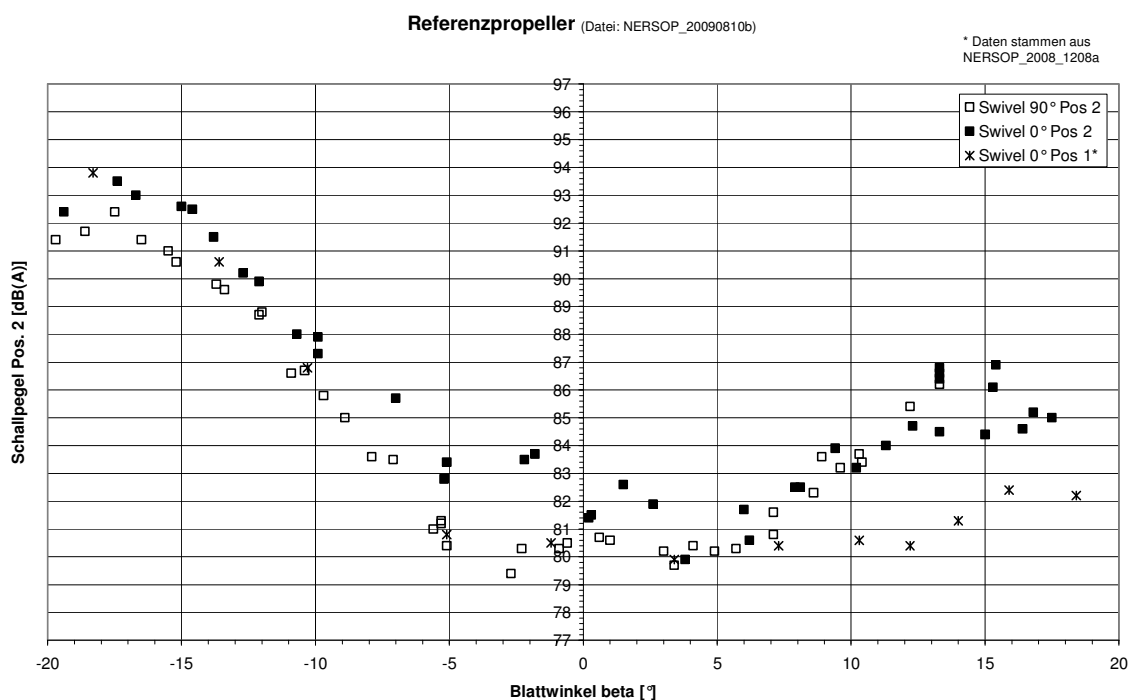


Bild 45 Schallpegel bei auf 0° und auf 90° geschwenkter Propellergondel

Betrachtet man zunächst den Reverse-Bereich, so stellt man fest, dass der auf 90° geschwenkte Propeller bei gleichen Blattwinkeln sogar etwas leiser ist als der Propeller auf 0°. Bedenkt man jedoch, dass der Propeller bei 90° auch deutlich weniger Schub liefert, und

die abgestrahlte Schall-Leistung auch stark vom Schub abhängt, so ist dies leicht erklärbar. Im Blattwinkel-Bereich zwischen -10° und $+7^\circ$ ist der auf 90° geschwenkte Propeller etwa gleich laut wie der auf 0° geschwenkte Propeller an Pos. 1. Dies ist damit erklärbar, dass die Richtung der Schall-Abstrahlung in diesem Betriebsbereich nicht in der Nähe der Propeller-Kreisfläche liegt, sondern eher stromauf/stromab (der Pegel an Pos. 2 ist höher). Bei Blattwinkeln oberhalb von $+7^\circ$ liegen die Schallpegel von 0° /Pos. 2 und 90° dicht beieinander, während 0° /Pos.1 deutlich darunter liegt. Dies mag daran liegen, dass der Schall bei auf 0° geschwenktem Propeller eher nach hinten abgestrahlt, zumindest nicht in der Propellerkreis-Ebene, dass dies aber für den 90° -Fall zumindest am Prüfstand nicht zutrifft, wo der Propellerstrahl direkt auf den darunter liegenden Boden trifft und dabei wohl eher kugelförmig abstrahlt. Aus den durchgeführten Messungen ist auf jeden Fall nicht ableitbar, dass der Propeller in der 90° -Stellung generell lauter ist als der (fast) freifahrende Propeller in der 0° -Stellung.

In Bild 46 ist der Schallpegel an Pos. 2 für beide Schwenkpositionen noch über der Wellenleistung aufgetragen. Man erkennt an den beiden Zweigen in diesem Bild, dass der Referenzpropeller bei gleicher Wellenleistung bei Vorwärts-Schub (unterer Zweig) deutlich weniger Schall-Leistung pro Wellenleistung erzeugt wie bei Reverse-Schub. Man sieht auch in diesem Bild, dass es scheinbar keine signifikanten Unterschiede zwischen Propeller in 0° -Stellung und 90° -Stellung gibt.

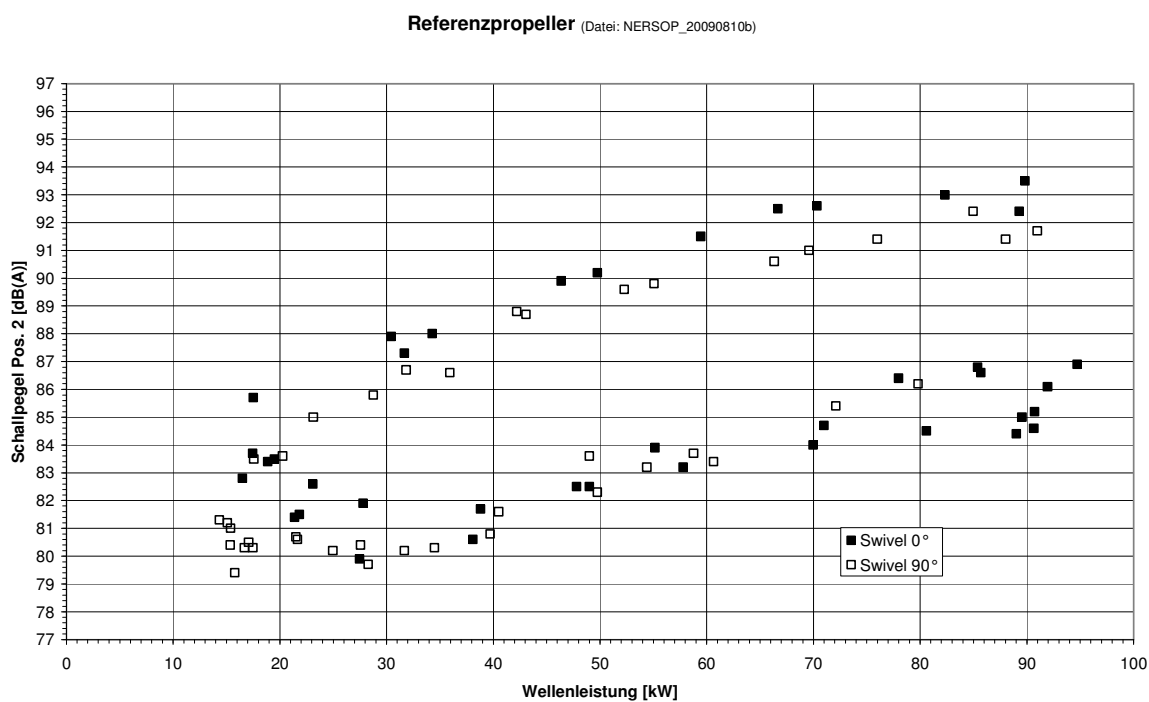


Bild 46

Schallpegel an Pos. 2 in Abhängigkeit der Wellenleistung

Bild 47 zeigt den gemessenen Schub des NERSOP-Propellers in der 0°-Schwenklage im Vergleich zum Referenzpropeller in Abhängigkeit des jeweils definierten Blattwinkels. Durch die unterschiedlichen Blatt-Profile und ebenfalls unterschiedliche Definition des Blatt-Nullwinkels (Blatt-Unterseite beim Referenzpropeller und Sehne beim NERSOP-Propeller) haben beide Kurven verständlicherweise ein Offset, das aber für die weiteren Betrachtungen nicht relevant ist. Zunächst erkennt man, dass der maximale Vorwärtsschub des NERSOP-Propellers nur etwa 92% des Referenzpropellers beträgt. Dies liegt an dem gegenüber dem Referenzpropeller reduzierten Durchmesser des NERSOP-Propellers und der von 3 auf 5 erhöhten Blattzahl bei unveränderter Propellerdrehzahl und Wellenleistung. Dies war aber beim Entwurf bewusst in Kauf genommen worden, da dieser Propeller vor allem für die Steuerung des Luftschiffes wichtig ist und hierbei eher ein symmetrisches Schubverhalten wünschenswert ist als ein einseitig hoher Schub. Dass diese bessere Symmetrisierung gelungen ist erkennt man am maximalen Reverse-Schub, der beim NERSOP-Propeller bei Schwenklage 0° etwa 175% des Referenzpropellers beträgt.

Vergleich NERSOP-/Referenz-Propeller, Swivel 0° (Dateien: NERSOP_20100528a und NERSOP_20090810b)

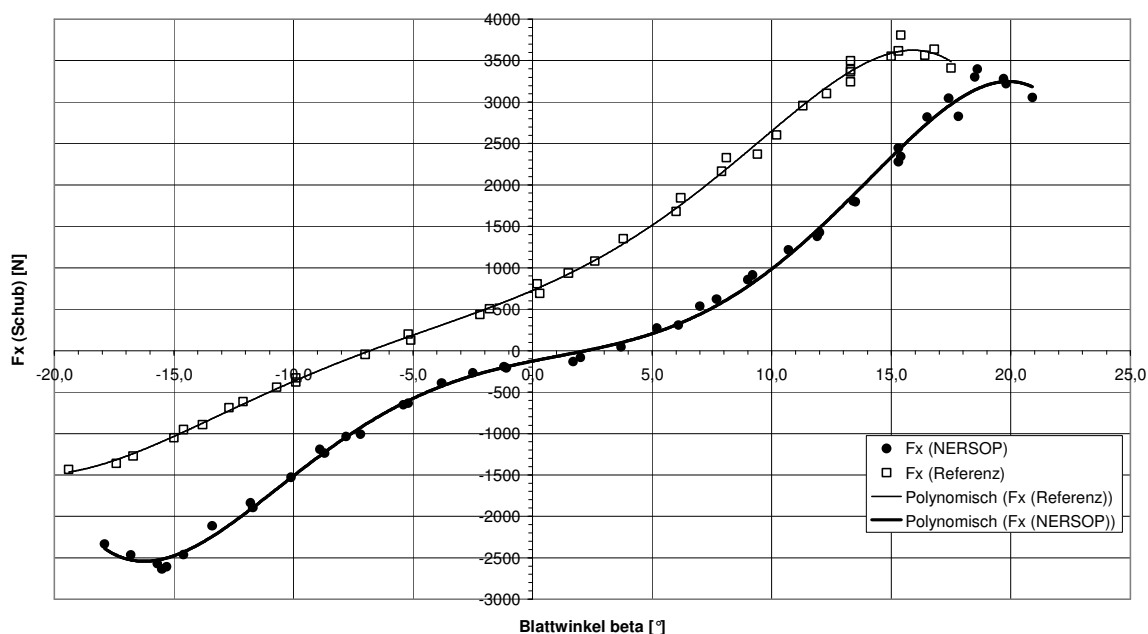


Bild 47 Schub des NERSOP- und des Referenzpropellers in Abh. des Blattwinkels

Auch der Schubverlauf ab Null-Schub ist beim NERSOP-Propeller deutlich symmetrischer. Aus dem Schubverlauf des Referenzpropellers für Blattwinkel von weniger als 0° (also noch im leicht positiven Schubbereich) kann geschlossen werden, dass bereits ab hier an Bereichen des Blattes die Strömung abzulösen beginnt. Aus den Polen der Referenzpropeller verwendeten Profile, die im Bereich der Blattspitze eine relativ starke

Wölbung haben, kann geschlossen werden, dass die Strömung vermutlich im Blattspitzenbereich sehr früh bei kleinen Blattwinkeln ablöst.

Bild 48 zeigt im Vergleich den Zusammenhang zwischen Wellenleistung und Schub bei beiden Propellern. Trotz der von 3 auf 5 erhöhten Blattzahl ist das Null-Moment des NERSOP-Propellers etwas kleiner als das des Referenzpropellers. Würde man die Blätter des Referenzpropellers auf den Durchmesser des NERSOP-Propellers reduzieren und die Blattzahl von drei auf fünf erhöhen, so müsste das Moment deutlich höher ausfallen. Auch dies deutet darauf hin, dass bereits um Nullschub herum die Blätter des Referenzpropellers teilweise abgelöste Strömung und damit höheren Widerstand aufweisen. Das Verhalten bei Reverse-Schubes ist nur erklärbar, wenn hier großflächig die Strömung abgelöst ist. Ein Nachteil der von drei auf fünf erhöhten Blattzahl ist im Vorwärtsschub-Bereich erkennbar, der fünfblättrige Propeller benötigt im normalen Betriebsbereich mehr Wellenmoment für den gleichen Schub.

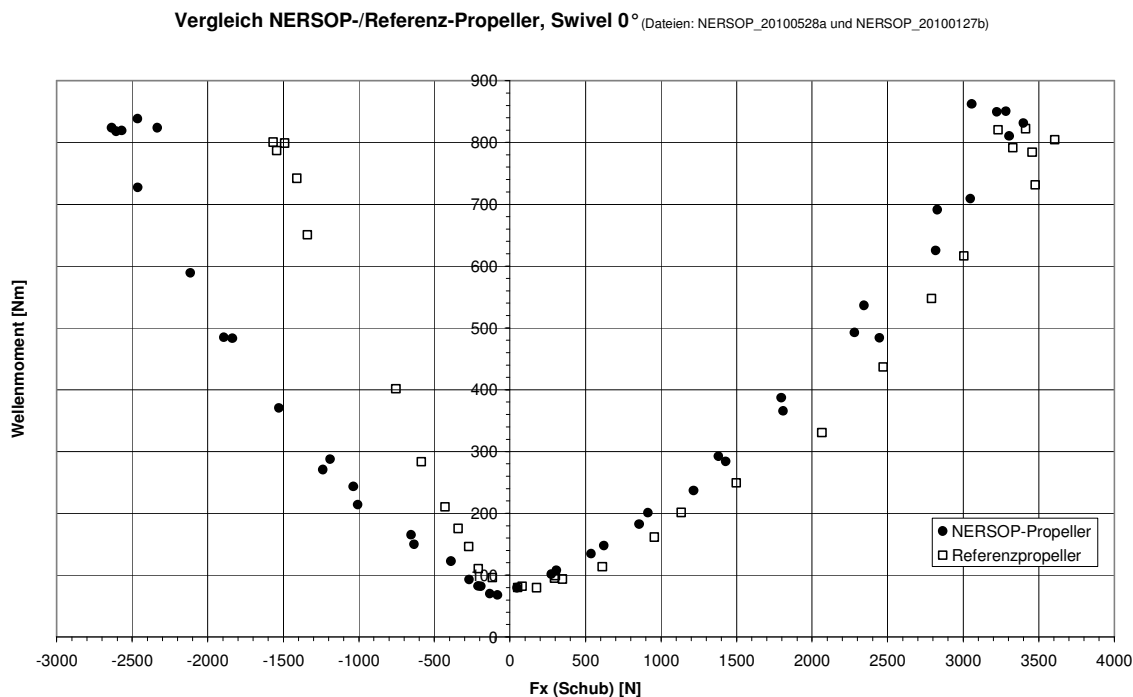


Bild 48 Zusammenhang zwischen Schub und Wellenmoment beim NERSOP-Propeller bei Schwenklage 0° und Vergleich mit Referenzpropeller

In den Bildern 49 und 50 sind nun Schub über Blattwinkel bzw. Wellenmoment über Schub für den NERSOP-Propeller bei Schwenkwinkeln 0° im Vergleich zu Schwenkwinkel 90° eingetragen. Der beim Referenzpropeller beobachtete Sprung des Nullschub-Winkels ist beim NERSOP-Propeller deutlich geringer. Wie bereits beim Referenzpropeller beschrieben, kann dies unter Anderem auf die geringere Schränkung der Blätter des NERSOP-Propellers zurückgeführt werden. Zwar ist auch beim NERSOP-Propeller der Reverse-Schub bei Swivel 90° kleiner als bei Swivel 0° (Blasstrahl auf die Gondel zu), er

beträgt jedoch etwa 230% des Schubes des Referenzpropellers in dieser Konfiguration. Der Referenzpropeller ist scheinbar deutlich sensibler hinsichtlich Ungleichförmigkeit der Zu-/Abströmung während eines Blatt-Umlaufes. In Richtung Vorwärtsschub (Blasstrahl von der Gondel weg) profitiert der NERSOP-Propeller sogar etwas von der Ungleichförmigkeit der Zuströmung bei Swivel 90°, hier wird für gleichen Schub weniger Wellenleistung benötigt als bei Swivel 0°.

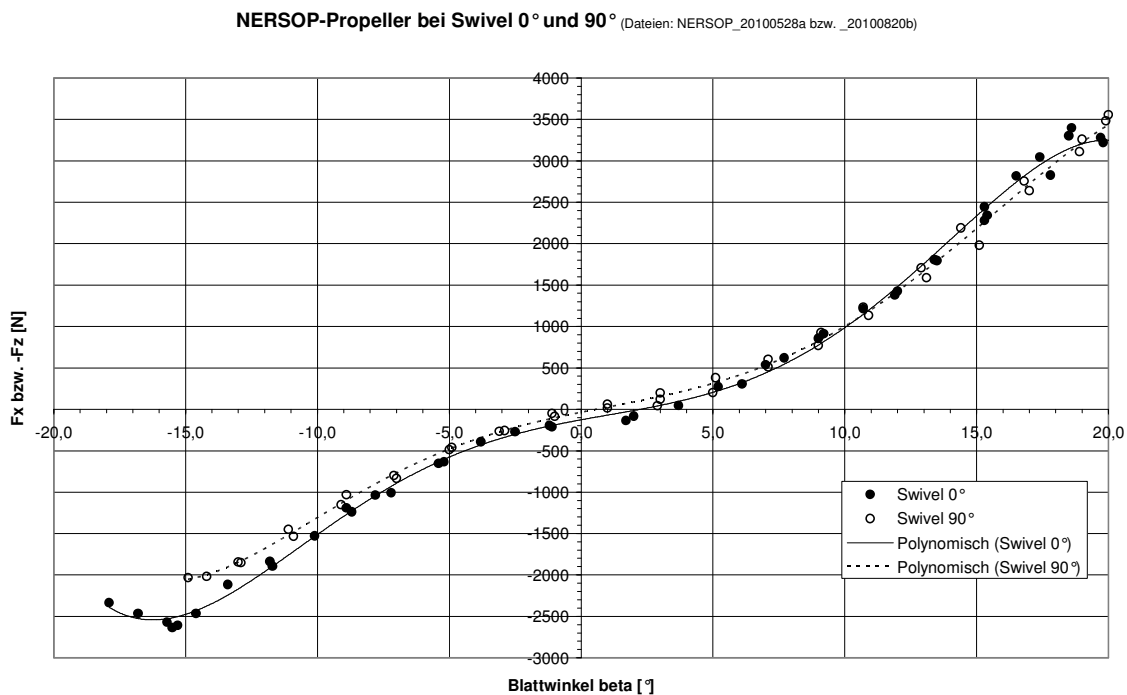


Bild 49 Vergleich der Schubkurve bei Schwenklage 0° und 90° (NERSOP-Propeller)

NERSOP-Propeller bei Swivel 0° bzw. 90° (Dateien: NERSOP_20100528a bzw. _20100820b)

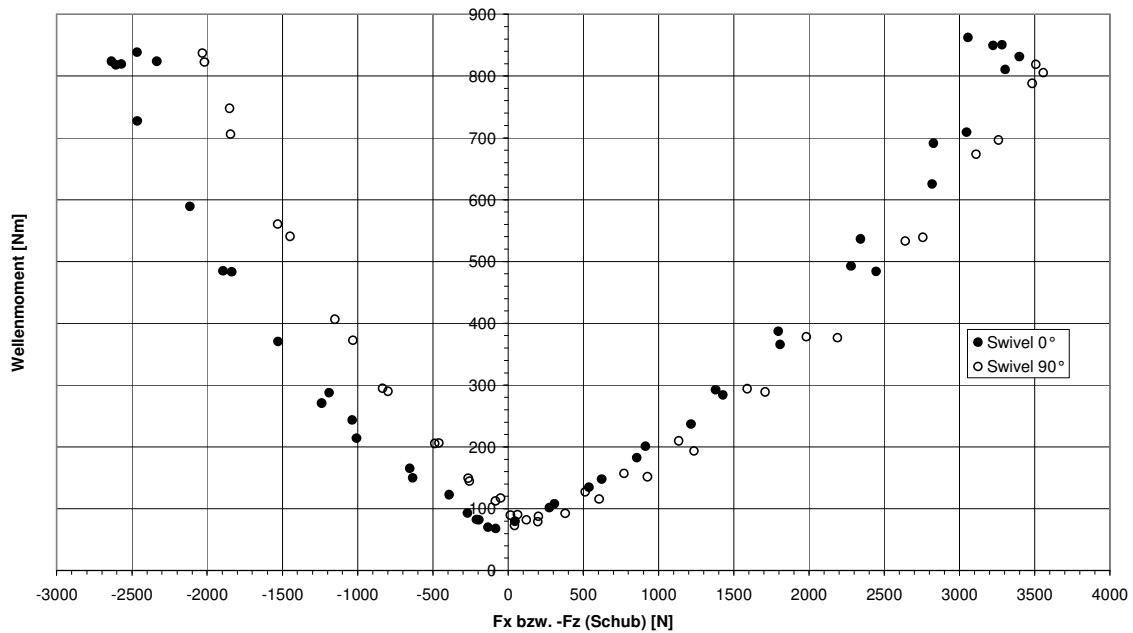


Bild 50 Vergleich der Momenten-Schubkurve bei Schwenklage 0° und 90° (NERSOP-Propeller)

Die Bilder 51 und 52 enthalten die Ergebnisse der Schallpegelmessungen am NERSOP-Propeller an den in Bild 36 dargestellten Positionen (Pos. 1/5 sind in der Propeller-Kreisebene, Pos. 3 ist in der Propellerachse und Pos. 2/4 sind dazwischen unter einen Winkel von 45°).

NERSOP-Propeller, Swivel 0° (Datei: NERSOP_20100528a)

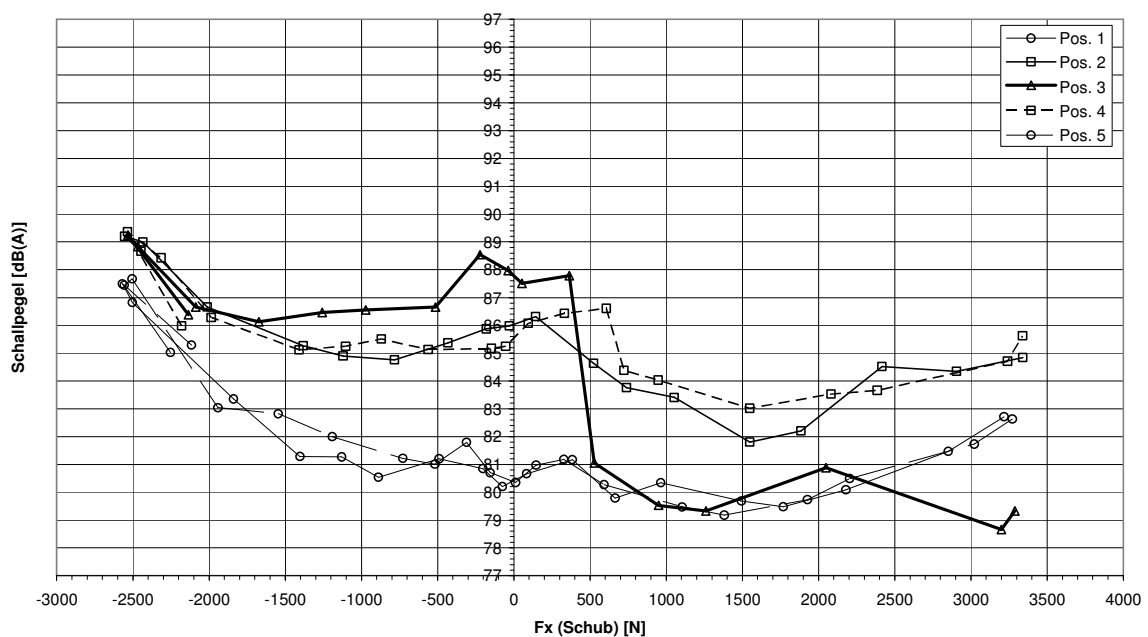


Bild 51 Schallpegel-Messungen am NERSOP-Propeller

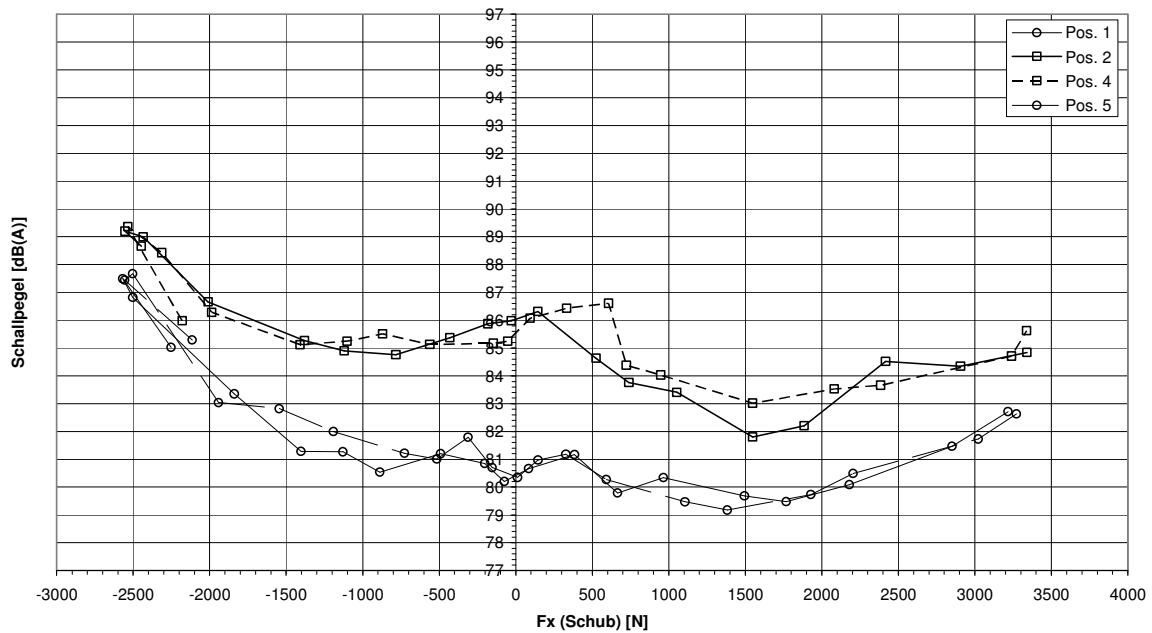


Bild 52 Schallpegel-Messungen am NERSOP-Propeller

Die Bilder 51 und 52 entsprechen somit den Bildern 43 und 44 des Referenzpropellers. Zunächst einmal ist erkennbar, dass die Schallpegel des NERSOP-Propellers für den Reverse-Bereich deutlich unter denjenigen des Referenzpropellers liegen (dies war ja das Hauptziel dieses Forschungsvorhabens). Dann fallen aber doch einige Besonderheiten am Lärmverhalten dieses Propellers auf. So hat der Schallpegel vor allem in Achsrichtung des Propellers, aber auch an den 45°-Positionen, einen deutlich W-förmigen Verlauf, d. h. der Schallpegel weist nun sowohl bei moderatem Vorwärts-Schub als auch bei moderatem Reverse-Schub in diese Abstrahlrichtungen jeweils ein Minimum auf, um Nullschub herum liegt ein Zwischenmaximum. Auch der Klang des Propellers ist um Nullschub herum deutlich anders als bei moderatem Vorwärts-/Reverse-Schub. Im Abschnitt Schallsignalmessungen wird noch näher darauf eingegangen. Außer direkt in Achsrichtung des Propellers ändern sich die Schallpegel relativ wenig mit dem Schub, was für einen Propeller, mit dem auch ein Luftfahrzeug gesteuert werden soll, sehr gut ist. Wechsel von Schallpegeln werden störender empfunden als moderat hohe Pegelwerte. An den Positionen in der Propellerkreis-Ebene betragen die maximalen Pegelwechsel etwa 8 dB (beim Referenzpropeller etwa 14 dB), an den 45°-Positionen etwa 7 dB (beim Referenzpropeller etwa 13 dB) und in der axialen Position etwa 10 dB (beim Referenzpropeller etwa 18 dB).

In den folgenden Bildern 53 bis 57 sind nun jeweils die Schallpegel an den Messpositionen 1 bis 5 für die beiden Propeller im Vergleich aufgetragen. Zur besseren Übersichtlichkeit sind die Bilder so angeordnet, dass Bilder an Positionspaaren aufeinanderfolgen.

Vergleich NERSOP-/Referenzpropeller, Swivel 0°, Pos 1 (Dateien: NERSOP_20100528a und NERSOP_20081208a)

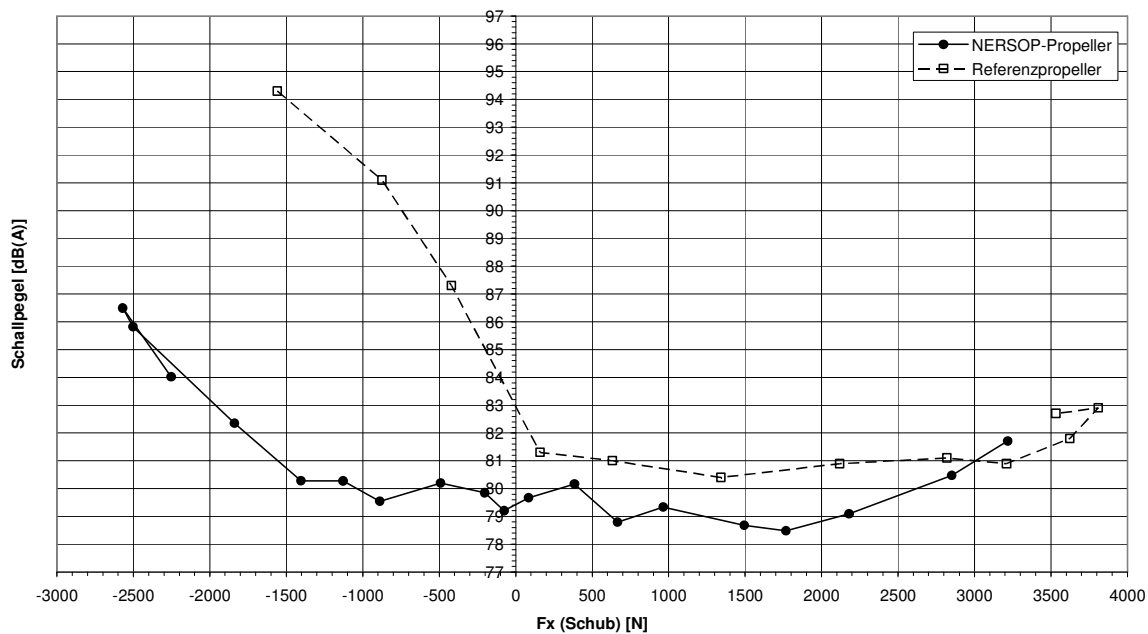


Bild 53 Vergleich der Schallpegel an Meßposition 1

Vergleich NERSOP-/Referenzpropeller, Swivel 0°, Pos 5 (Dateien: NERSOP_20100528a und NERSOP_20081208a)

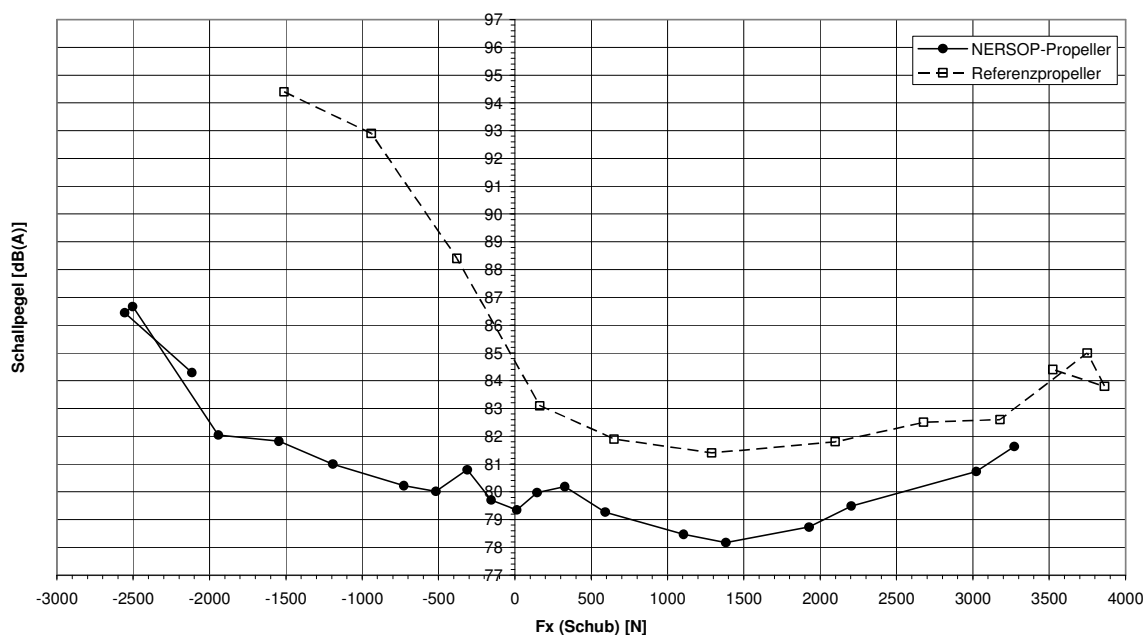


Bild 54 Vergleich der Schallpegel an Meßposition 5

Vergleich NERSOP-/Referenzpropeller, Swivel 0°, Pos 2 (Dateien: NERSOP 20100528aund NERSOP_20081208a)

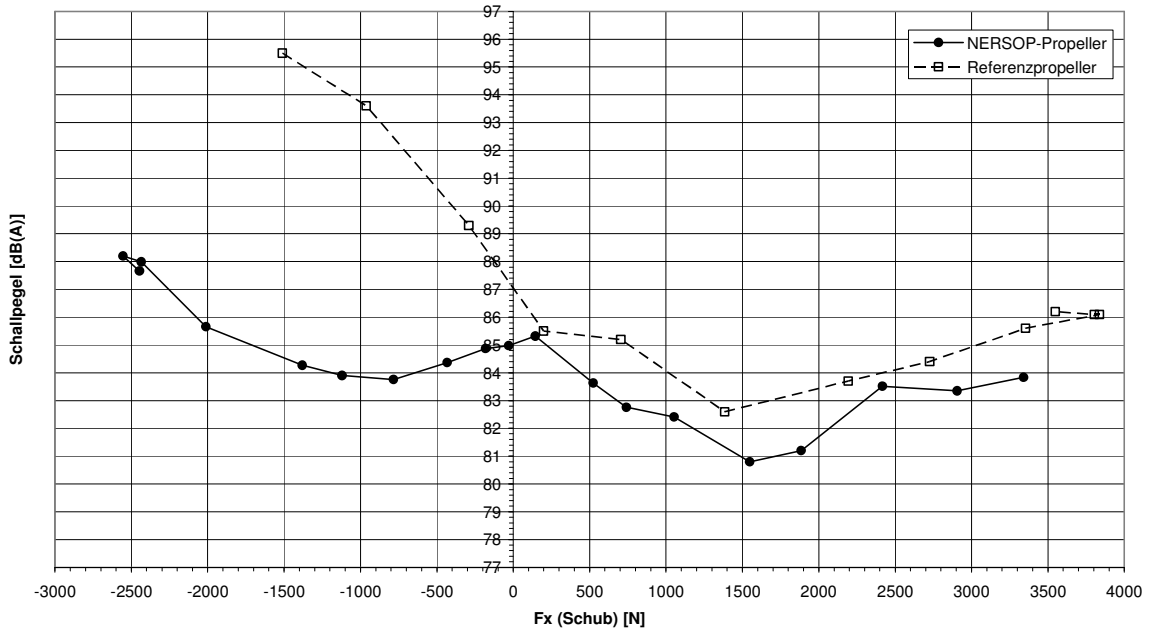


Bild 55 Vergleich der Schallpegel an Meßposition 2

Vergleich NERSOP-/Referenzpropeller, Swivel 0°, Pos 4 (Dateien: NERSOP 20100528aund NERSOP_20081208a)

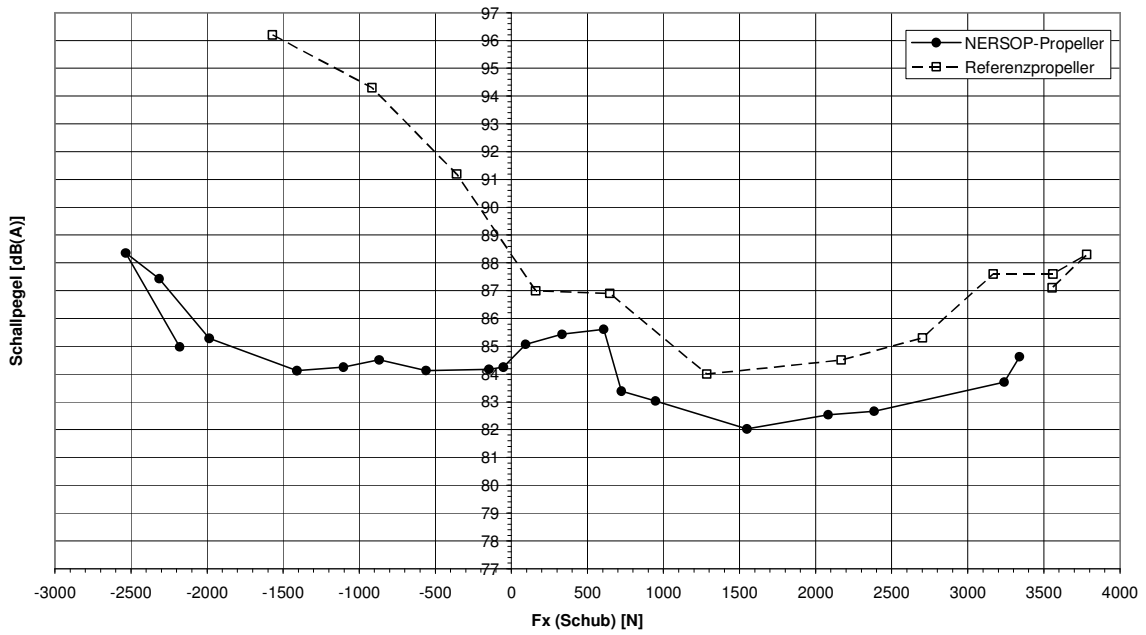


Bild 56 Vergleich der Schallpegel an Meßposition 4

Vergleich NERSOP-/Referenzpropeller, Swivel 0°, Pos 3 (Dateien: NERSOP_20100528a und NERSOP_20081208a)

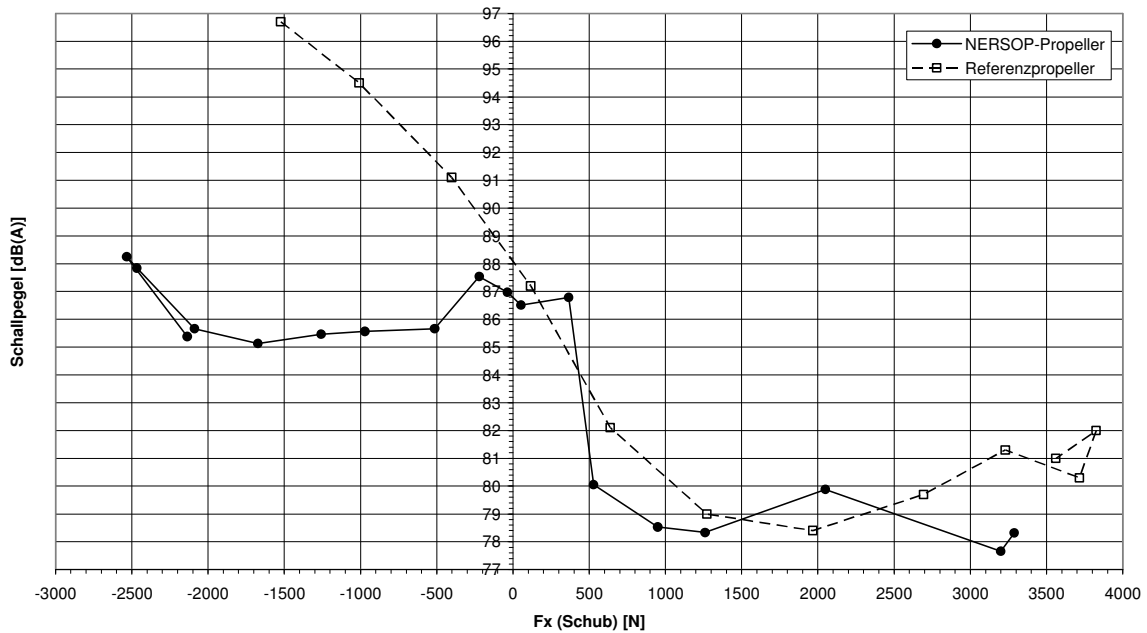


Bild 57 Vergleich der Schallpegel an Meßposition 3

An Bild 53 bis 57 ist erkennbar, dass der NERSOP-Propeller in eigentlich allen Betriebsbereichen leiser ist als der Referenzpropeller. Dies gilt vor allem für den hier wichtigen Bereich des Reverse-Betriebes.

Bild 58 zeigt den Schallpegel des NERSOP-Propellers an der Meßposition 2 in der Schwenkstellung 0° im Vergleich zum Pegel an der gleichen Meßposition in der Schwenkstellung 90°. Die Unterschiede in den Pegeln zwischen beiden Schwenkpositionen sind, ähnlich wie schon beim Referenzpropeller, relativ gering. Im Gegensatz zum Referenzpropeller ist der NERSOP-Propeller in der 90°-Stellung meßtechnisch jedoch etwas lauter als in der 0°-Stellung. Dies mag jedoch auch etwas auch daran liegen, dass die Messungen an zwei unterschiedlichen Tagen erfolgten. So war die Luftfeuchte bei der Messung in der 90°-Stellung um einige Prozent höher, was die Ausbreitungsdämpfung erhöht. Auf jeden Fall sind keine markanten Unterschiede im Schallpegelverlauf zwischen beiden Schwenkstellungen erkennbar.

NERSOP-Propeller bei Swivel 0° bzw. 90° (Dateien: NERSOP_20100528a bzw. _20100820b)

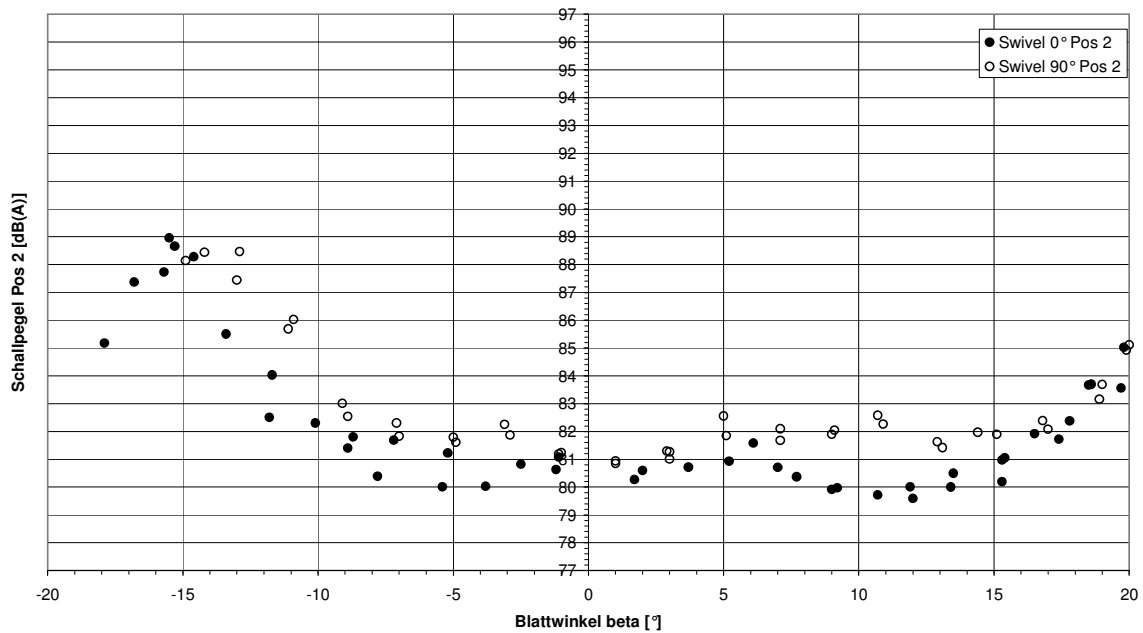


Bild 58 Schallpegel bei auf 0° und auf 90° geschwenkter Propellergondel

In Bild 59 ist der Schallpegel an der Meßposition 2 für beide Schwenkpositionen noch über der Wellenleistung aufgetragen (vergleiche hierzu Bild 46 für den Referenzpropeller). Im Gegensatz zum Referenzpropeller erkennt man auch beim NERSOP-Propeller kaum die beiden Zweige, die durch Vorwärts- und Reverse-Betrieb entstehen. Sind beim Referenzpropeller in weiten Bereichen etwa 6 bis 8 dB Unterschied zwischen Vorwärtsschub und Reverse, so sind es beim NERSOP-Propeller Unterschiede in der Größenordnung von 1 dB. Lediglich bei hoher Motorleistung sind größere Unterschiede erkennbar.

NERSOP-Propeller bei Swivel 0° bzw. 90° (Dateien: NERSOP_20100528a bzw. _20100820b)

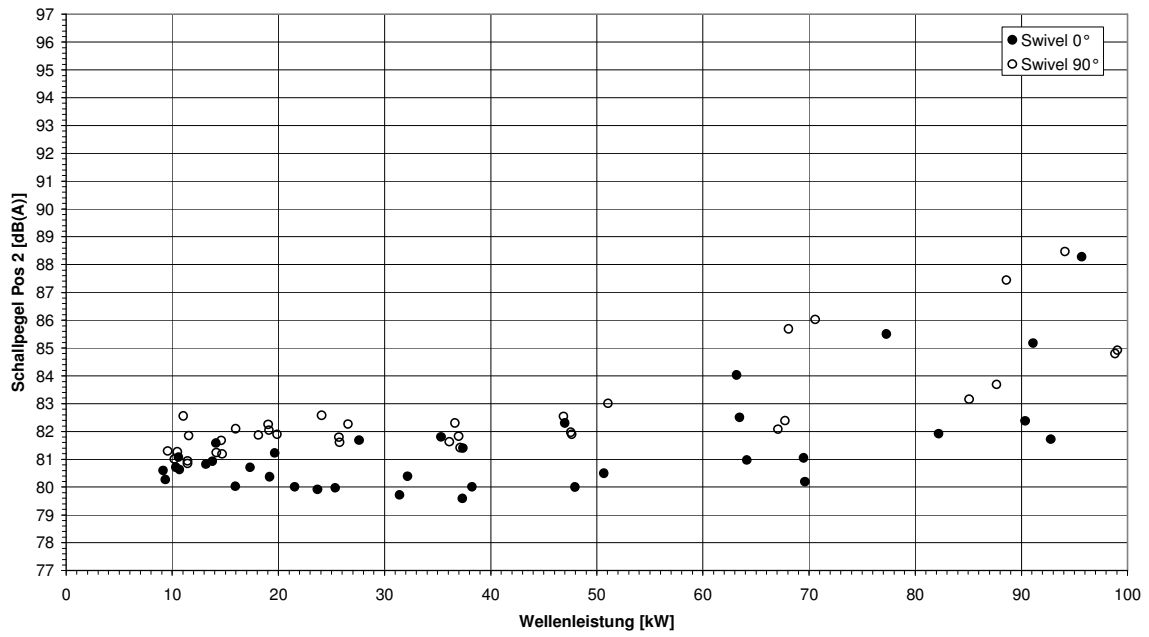


Bild 59 Schallpegel an Pos. 2 in Abhängigkeit der Wellenleistung

2.1.6 Schallsignalmessungen

Wie bereits weiter oben beschrieben, wurden am Prüfstand neben den Pegelmessungen auch Schallsignale als WAV-Dateien für eine spätere Analyse aufgezeichnet. Die Messungen erfolgten an den gleichen Positionen wie die Schallpegelmessungen (siehe Bild 36). Wie die Schallpegelmessungen wurden auch die Schallsignalmessungen mit einem Stativ-Mikrofon in 1.20 m Höhe durchgeführt. Zum Vergleich wurden an der Meßposition 2 vergleichende Messungen mit einem Bodenmikrofon über schallharter Platte durchgeführt. Bilder 60 zeigt einen Vergleich der aus den Schallsignalen integrierten A-bewerteten Pegeln für die beiden Mess-Arten (bezeichnet jeweils als „dB_Sonic“). Zur Information sind von einer anderen Meßreihe die direkt gemessenen Pegel an dieser Meßposition zusätzlich mit eingetragen. Wie bereits in Kapitel 2.1.3 beschrieben, weist die über die Schallsignalmessungen ermittelte Pegelermittlung ein Offset auf, das über eine Pistonphon-Kalibrierung hier beim Gesamtpegel korrigiert wurde, damit ein Vergleich mit der Direktmessung möglich wurde.

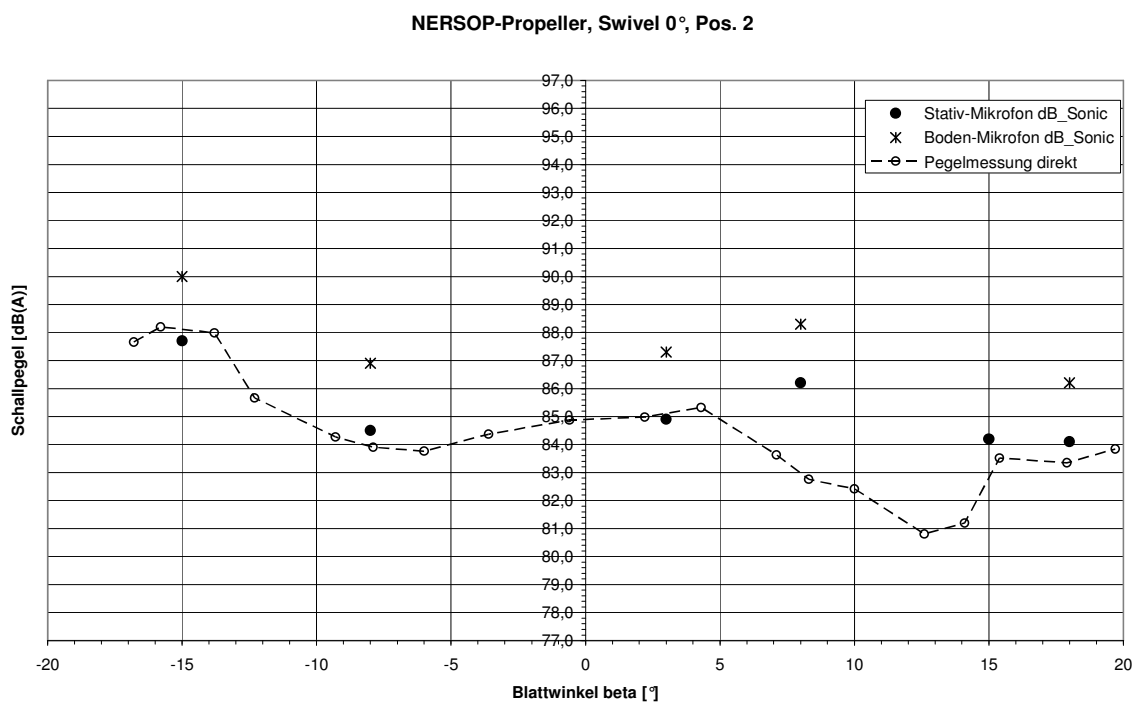


Bild 60 Schallpegelvergleich zwischen Stativ-Mikrofon und Boden-Mikrofon

Der Unterschied zwischen beiden Meß-Arten, der Stativ- und der Bodenmessung beträgt recht konstant zwischen 2.1 und 2.4 dB. In Bild 61 werden die Spektrogramme einer Messung mit Stativ-Mikrofon (links) und einer Messung mit Boden-Mikrofon gegenübergestellt. Bei dem vermessenen Zustand handelt es sich um den NERSOP-

Propeller in der 0°-Schwenklage bei einem Blattwinkel von +18°. Gemessen wurde jeweils an der Position 2.

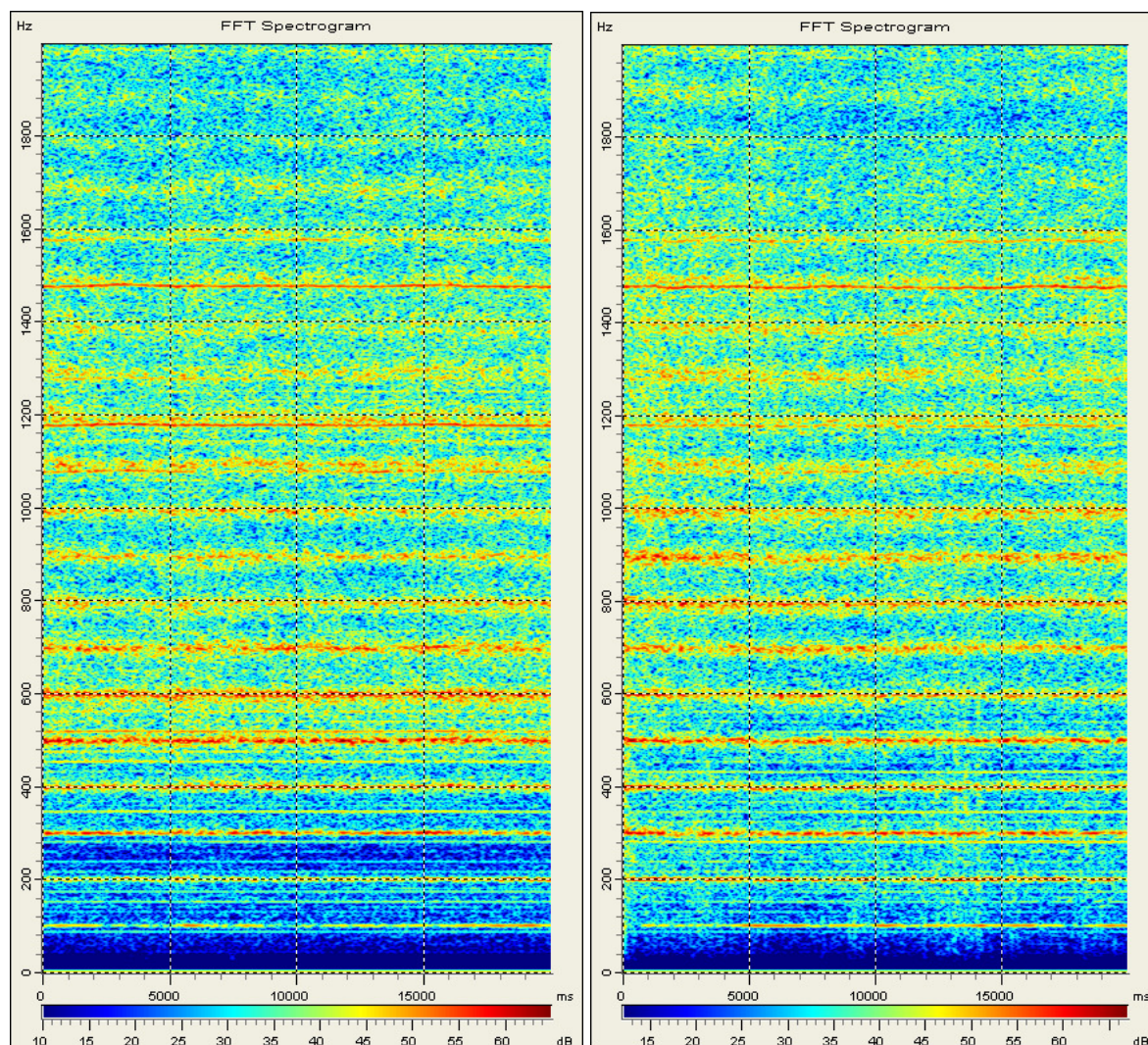


Bild 61 Vergleich der Spektrogramme einer Stativ-Messung (links) mit einer Bodenmessung (rechts), NERSOP-Propeller am Prüfstand, Pos. 2, Blattwinkel +18°
 Dateien: ST_pos2_p18.wav BD_pos2_p18.wav
 Zoom: 0...2000 Hz Scaling: 10...65 dB bzw. 12...67 dB

Es wurde absichtlich ein Zustand mit deutlichen Blattharmonischen für den Vergleich herangezogen, um Phantom-Frequenzen, die durch die eine oder andere Mikrofon-Anordnung entstehen könnten, gut erkennen zu können. Es wurde ein Bereich bis 2000 Hz heraus-gezoomt, da hier die Einzelfrequenzen am deutlichsten hervortreten. Der Bereich oberhalb von 2000 Hz liefert hier keine neuen Erkenntnisse. Um die Pegel farblich miteinander vergleichen zu können, wurde der Darstellungs-Maßstab beim Bodenmikrofon um 2 dB angehoben. Wie man in Bild 61 sieht entstehen keine erkennbaren Phantom-Frequenzen. Die Pegel der auftretenden Einzelfrequenzen unterscheiden sich (bis auf einen festen Betrag, siehe oben) nicht wesentlich. Leichte Unterschiede sind im

Grundrauschen im unteren Frequenzbereich bis 300 Hz erkennbar. Insgesamt kann jedoch gesagt werden, dass bei den am Prüfstand vorkommenden flachen Reflexionswinkeln in Verbindung mit dem Grasboden kein signifikanter Unterschied zwischen Messungen mit dem Stativ-Mikrofon und dem Boden-Mikrofon festgestellt werden kann. Daher wurde für die Messungen am Prüfstand generell die einfacher zu handhabende Stativ-Messung verwendet.

Für die Akustikmessungen am Prüfstand wurde der Lateralpropeller des Hecktriebwerkes entfernt. Vermessen wurden nur Zustände mit maximaler Regeldrehzahl des Triebwerkes, dies entspricht einer Motor-Nenn Drehzahl von 2620 1/min (+/-70 1/min). In Tabelle 2 sind die für dann beim Antrieb vorkommenden Erreger-Frequenzen für jeweils den Referenzpropeller (Dreiblatt-Propeller) und den NERSOP-Propeller (Fünfblatt-Propeller) aufgelistet.

	Motor-Drehzahl [Hz]*	Referenz-Propeller Drehzahl [Hz]	Referenz-Propeller Blattfolge [Hz]	NERSOP-Propeller Drehzahl [Hz]	NERSOP-Propeller Blattfolge [Hz]
Grundfreq.	21.8	20.2	60.6	20.2	101.1
1. Oberwelle	43.7	40.4	121.3	40.4	202.2
2. Oberwelle	87.3	60.6	181.9	60.6	303.2
3. Oberwelle	131.0	80.9	242.6	80.9	404.3
4. Oberwelle	174.7	101.1	303.2	101.1	505.4
5. Oberwelle	218.3	121.3	363.9	121.3	606.5
6. Oberwelle	262.0	141.5	424.5	141.5	707.6
7. Oberwelle	305.7	161.7	485.2	161.7	808.6
8. Oberwelle	349.3	181.9	545.8	181.9	909.7
9. Oberwelle	393.0	202.2	606.5	202.2	1018.8

Anmerkungen:

Eine Motordrehzahl von 2620 1/min entspricht einer Frequenz von 46.7 Hz, am Triebwerk tritt jedoch auch die halbe Motordrehzahl als mögliche Erregerfrequenz auf, da die beiden Nachbar-Zylinder dieses Vierzylinder-Boxermotors direkt hintereinander zünden. Die Haupt- Erregerfrequenz des Motors ist jedoch die Zündfolge des Motors, die der doppelten Drehzahl des Motors entspricht.

Neben den oben genannten Erreger-Frequenzen werden in den Spektren noch Getriebegeräusche erkannt. Die Umlenkgetriebe zwischen Motor und Hauptpropeller erzeugen eine Frequenz von 25 x Motordrehzahl (1091 Hz) und das Riemengetriebe eine Frequenz von 48 x Motordrehzahl (2096 Hz). Von beiden Frequenzen wurden keine Vielfachen entdeckt.

Tabelle 2 Übersicht der am Triebwerksprüfstand vorkommenden Erreger-Frequenzen

Schallsignal-Messungen wurden an allen 5 Meßpositionen (siehe Bild 36) für folgende Blattwinkel durchgeführt:

- Referenzpropeller:
- 18° (maximaler Reverse-Schub, mit Ablösungen)
 - 14° (moderater Reverse-Schub, moderate Ablösungen)
 - 4° (etwa Null-Schub)
 - +12° (hoher Vorwärts-Schub, wenig Ablösungen)
 - +18° (hoher Vorwärts-Schub mit Ablösungen)

- NERSOP-Propeller:
- 15° (maximaler Reverse-Schub, mit Ablösungen)
 - 4° (moderater Reverse-Schub, wenig Ablösungen)
 - +3° (etwa Null-Schub)
 - +8° (moderater Vorwärts-Schub, Grenze des „Bienen“-Modus)
 - +18° (hoher Vorwärts-Schub ohne Ablösungen)

Die Blattwinkel wurden anhand von Vorversuchen so ausgewählt, dass auf der einen Seite Punkte mit interessanten Betriebszuständen betrachtet werden können, auf der anderen Seite aber auch, dass Vergleiche des Klanges beider Propeller möglich sind. Nachfolgend sei hier noch einmal als Bild 62 das Bild 47 wiederholt, damit die oben angegebenen Blattwinkel einem Betriebszustand/Schubzustand zugeordnet werden können.

Vergleich NERSOP-/Referenz-Propeller, Swivel 0° (Dateien: NERSOP_20100528a und NERSOP_20090810b)

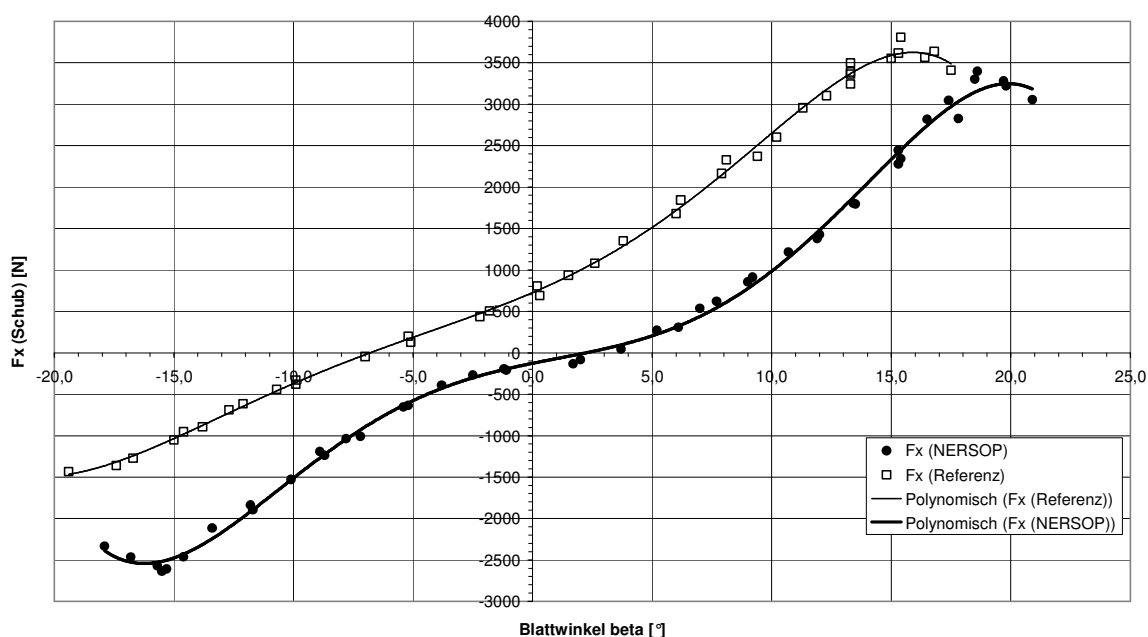


Bild 62 Schub des NERSOP- und des Referenzpropellers in Abh. des Blattwinkels

Für den NERSOP-Propeller wurden zusätzlich an jeder Meßposition noch ein vollständiger Sweep über den Blattwinkelbereich von -15° bis +18° mit relativ konstanter Blatt-Verstellrate vermessen. Dieser erlaubt zwar nachträglich keine genaue Zuordnung des Signales zum Blattwinkel, zeigt aber ungefähr, was bei welchem Betriebszustand passiert.

In Bild 63 sind für die Position 1 (Propeller-Kreisebene) zunächst die Spektrogramme für den Zustand Blattwinkel $+12^\circ$ am Referenzpropeller (links) und Blattwinkel $+15^\circ$ am NERSOP-Propeller (rechts) dargestellt. Beide Propeller erzeugen hier etwa den gleichen Schub, die Blätter sind hoch belastet, so dass vor allem tonale Anteile vorherrschen müssten. Die Pegelskala wurde dem integrierten Gesamtpegel angepasst, so dass beide Propeller „optisch“ gleich laut erscheinen. In dieser Richtung müssten die Propeller primär Dickenlärm abstrahlen. Bei beiden Propellern dominieren auch die Blattfolgefrequenz und deren Harmonische. Beim Referenzpropeller sind Harmonische bis zur 10. Ordnung und höher erkennbar, wobei die größten Pegelanteile von der Grundfrequenz und der 6. und 7. Harmonischen kommen. Beim NERSOP-Propeller sind Harmonische bis zur 8. Ordnung gut erkennbar, die höchsten Anteile kommen von der Grundfrequenz und der 3., 4. und 5. Harmonischen.

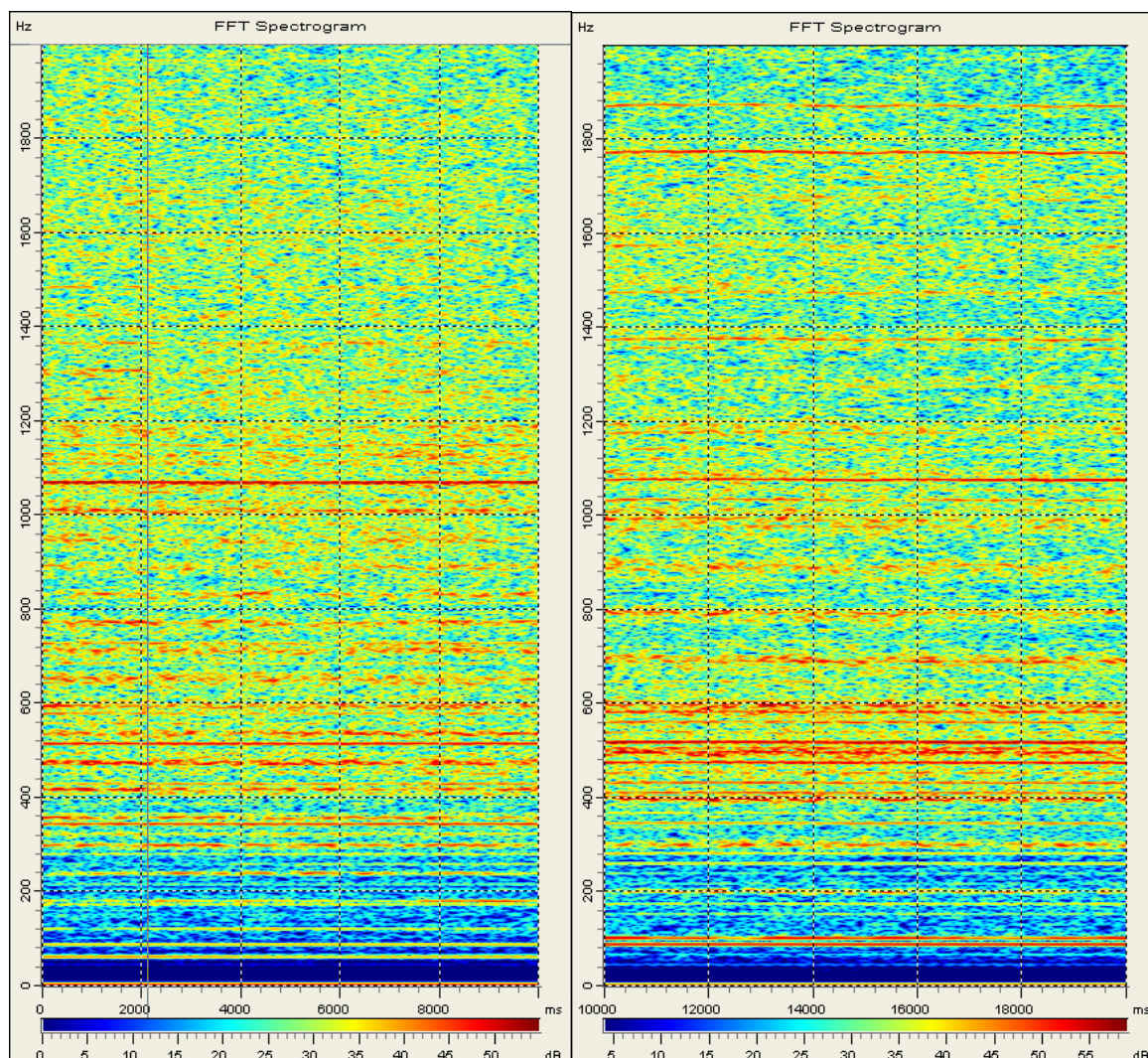


Bild 63

Vergleich der Spektrogramme an Pos.1
Referenzpropeller $+15^\circ$, NERSOP-Propeller $+18^\circ$
Dateien: Ref_pos1_p12.wav / NSP_pos1_p18.wav
Zoom: 0...2000 Hz Scaling: 0...55 dB bzw. 4...59 dB

Beim NERSOP-Propeller tauchen jedoch auch Zwischen-Harmonische auf, die nicht mit Blattfolge oder Drehzahl zusammenfallen und die nicht mit Motor- oder Getriebefrequenzen zusammenfallen. Möglicherweise ist die Ungleichförmigkeit des Blatt-Umlaufes bei diesem Propeller größer als beim Referenzpropeller. Zusätzlich findet man noch Harmonische höherer Ordnung (12., 16. und 17. Ordnung), die einen signifikanten Beitrag zum Pegel liefern. Diese sind beim Referenzpropeller nicht sichtbar.

In Bild 64 sind für die Position 2 die Spektrogramme für den Nullschub-Bereich der beiden Propeller dargestellt für Frequenzen bis zu 20 kHz. Auffällig ist hier beim NERSOP-Propeller der hohe Spektrumsanteil bei Frequenzen zwischen 5500 Hz und 15 kHz. Diese Pegelanteile weist dieser Propeller im gesamten Reverseschub-Bereich auf.

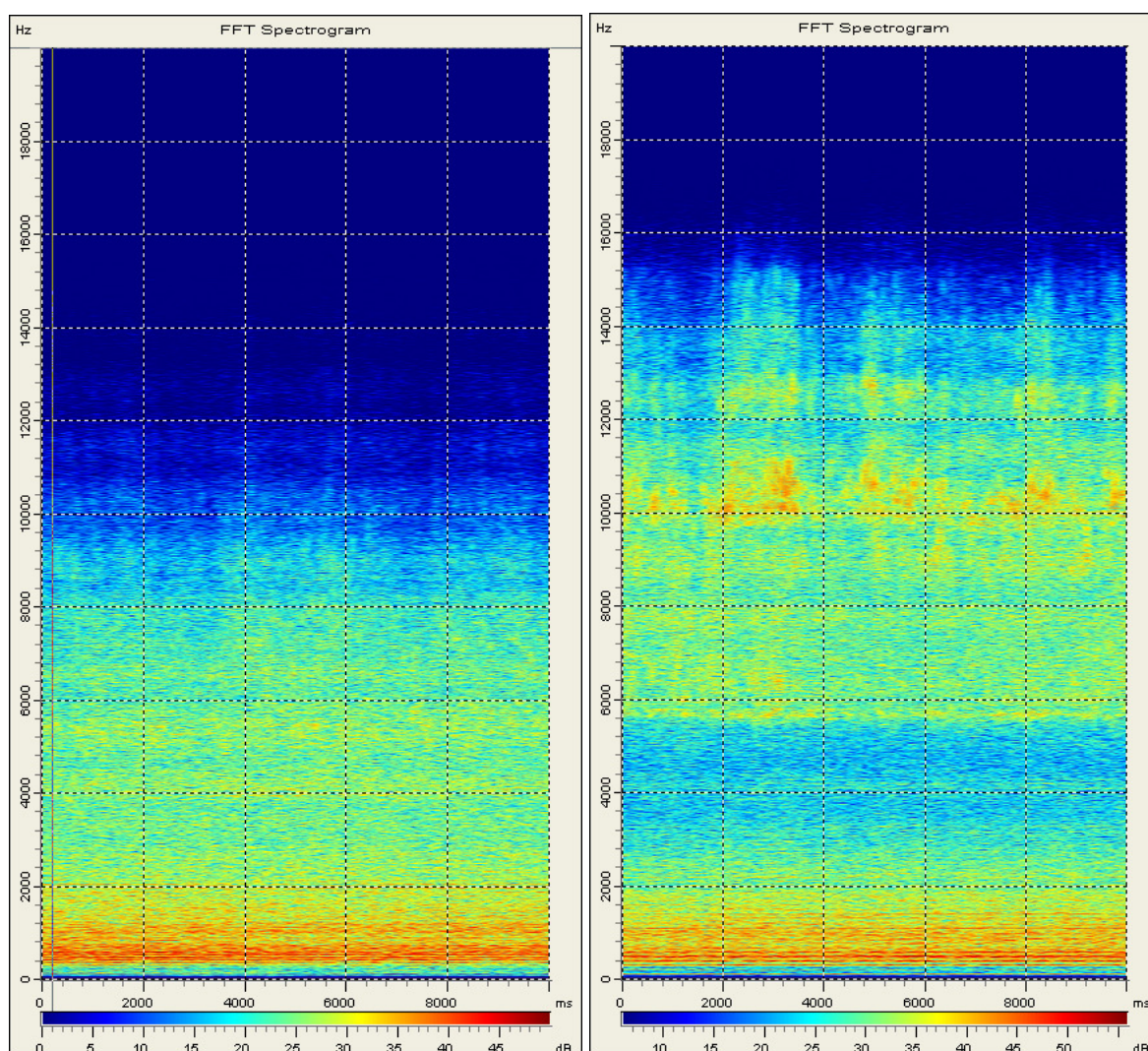


Bild 64

Vergleich der Spektrogramme an Pos.2
 Referenzpropeller -4° , NERSOP-Propeller $+3^\circ$
 Dateien: Ref_pos2_m04.wav / NSP_pos2_p03.wav
 Zoom: 0...20000 Hz Scaling: 0...50 dB bzw. 6...56 dB

Dem Klang des Propellers schaden diese Pegelanteile nicht, die hohen Frequenzen treten nicht als Hiebtöne sondern eher als Rauschen auf. Im Flug würden die hohen Frequenzanteile bei einiger Entfernung auch gut weggedämpft werden, so dass dieses bei diesem Propeller auftretende Phänomen nicht störend sein wird. In Bild 64 erkennt man dagegen beim Referenzpropeller oberhalb des üblichen Bandes mit den Frequenzen der Blattharmonischen bis 2000 Hz bereits breitbandiges Rauschen bis etwa 9000 Hz. Dies deutet darauf hin, dass am Blatt tatsächlich die Strömung schon teilweise abgelöst sein wird. Der Klang dieses Propellers ist bei etwa gleichem Gesamtpegel unangenehmer als der des NERSOP-Propellers.

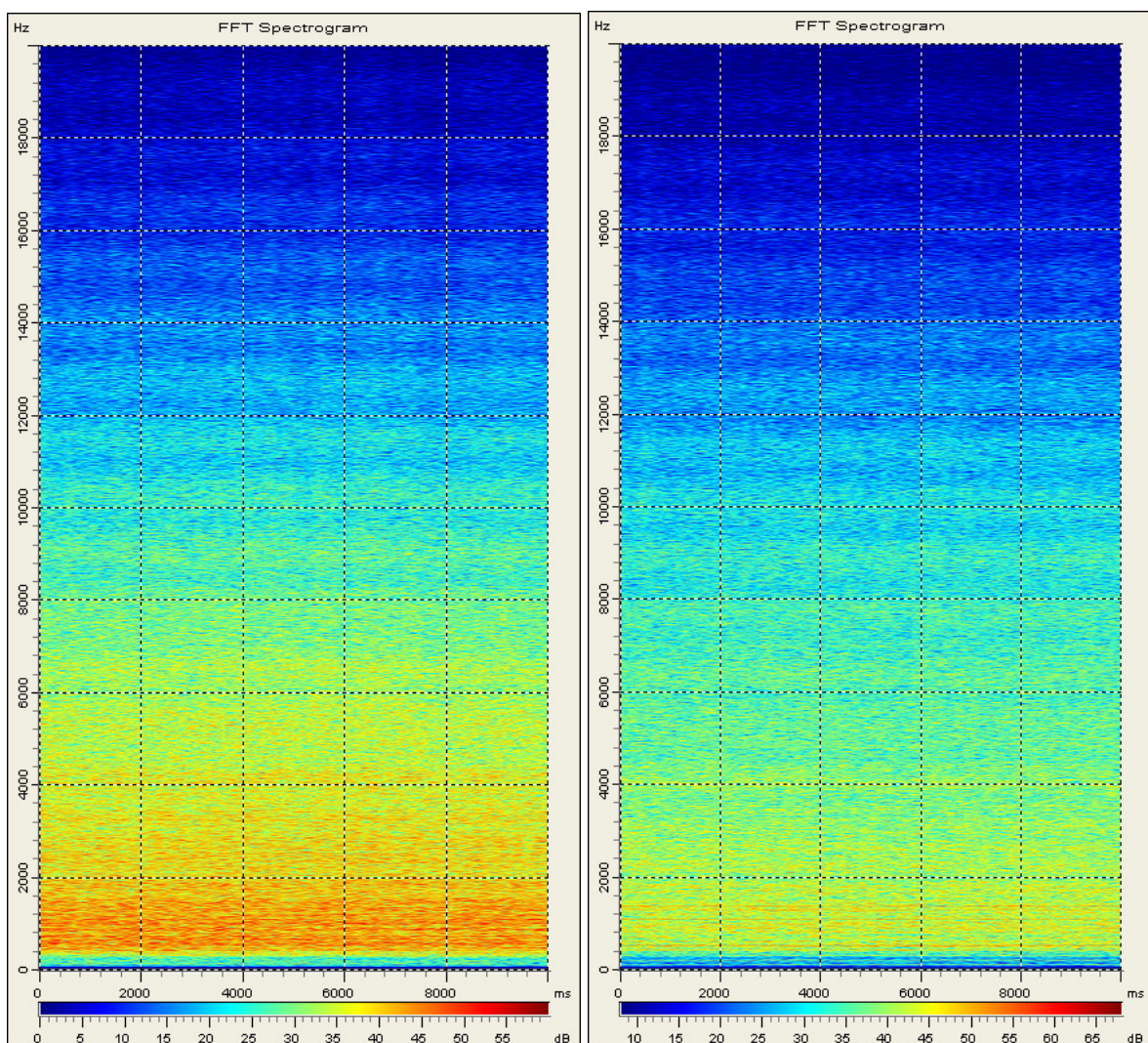


Bild 65 Vergleich der Spektrogramme an Pos.2
 Referenzpropeller -14°, NERSOP-Propeller -15°
 Dateien: Ref_pos2_m14.wav / NSP_pos2_m15.wav
 Zoom: 0...20000 Hz Scaling: 0...60 dB bzw. 8...68 dB

Bild 65 zeigt die Spektrogramme für (etwa) den maximalen Reverse-Schub bei beiden Propellern. Wiederum soll der Frequenzbereich bis 20 kHz betrachtet werden. Im Spektrum des Referenzpropellers sind praktisch keine der Blattfolge zuordenbare Hiebtöne erkennbar, das Geräusch ist breitbandiges Rauschen mit einem Maximum zwischen 400 Hz und etwa 2000 Hz, ein Bereich, in dem das Hörvermögen des Menschen maximal ist. Daher ist dieses Geräusch nicht nur laut, sondern auch unangenehm.

In Bild 66 ist bei gleicher Skalierung das Frequenzband bis 2000 Hz herausvergrößert. Hier wird deutlich, dass beim NERSOP-Propeller, obwohl schon breitbandige Rauschanteile vorhanden sind, noch Hiebtöne der Blattharmonischen vorhanden sind. Die Blätter dieses Propellers arbeiten also noch aerodynamisch in einem akzeptablen Betriebsbereich.

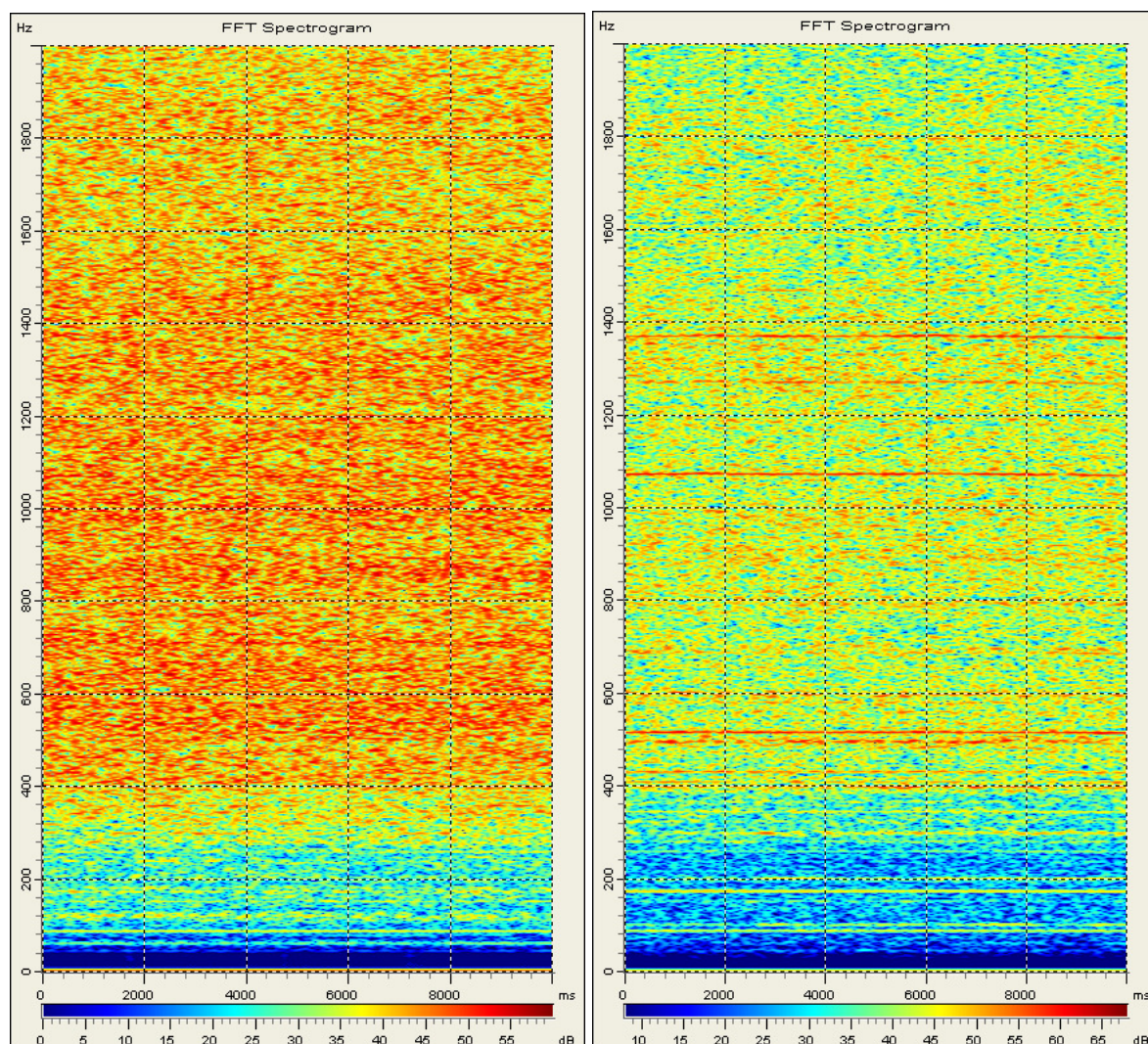


Bild 66 Vergleich der Spektrogramme an Pos.2
 Referenzpropeller -14°, NERSOP-Propeller -15°
 Dateien: Ref_pos2_m14.wav / NSP_pos2_m15.wav
 Zoom: 0...2000 Hz Scaling: 0...60 dB bzw. 8...68 dB

Bild 67 zeigt einen Sweep durch den ganzen nutzbaren Blattverstellbereich des NERSOP-Propellers, bei dem ein Effekt besonders deutlich sichtbar ist, der ZLT-intern als „Bienenschwarm-Effekt“ bezeichnet wurde. Der Sweep beginnt bei 10.000 ms bei einem Blattwinkel von -15° und endet bei 55.000 ms bei einem Blattwinkel von $+18^\circ$. Deutlich ist die Pegelerhöhung ab etwa 35.000 ms erkennbar. Im Spektrogramm ist hier ebenfalls deutlich eine Erhöhung der Pegel bei den Blattharmonischen höherer Ordnung erkennbar, während das höherfrequente, breitbandige Rauschen oberhalb von 5500 Hz abnimmt und für positive Schubwerte dann fast vollständig verschwindet.

Der Propeller klingt in diesem Betriebsbereich in dem der erhöhte Pegel auftritt (er reicht von etwa -3° bis etwa $+8^\circ$) ohne Windeinfluß etwa wie ein Bienenschwarm. Bei leichtem Wind wird entweder der Blattwinkel-Bereich kleiner, bei dem er auftritt oder er tritt gar nicht auf. Der Klang des Propellers ist dabei nicht unangenehm. Die relativ hohen Frequenzen dieser als Hiebtöne auftretenden Anteile würden im Flug bei einiger Entfernung vermutlich auch gut weggedämpft werden, so dass dieses bei diesem Propeller auftretende Phänomen nicht störend sein wird. Eine mögliche Erklärung für diese Eigenschaft könnte sein, dass beim NERSOP-Propeller die Blätter durch die geringere Schränkung um Nullschub herum in dem Wirbelring, den sie selbst produzieren, operieren. Beim stärker geschränkten Referenzpropeller, bei dem die Strömung bei Nullschub an den Blättern vermutlich schon teilweise abgelöst ist, wird dieser Wirbelring deutlich weniger stabil sein und eher abtransportiert werden.

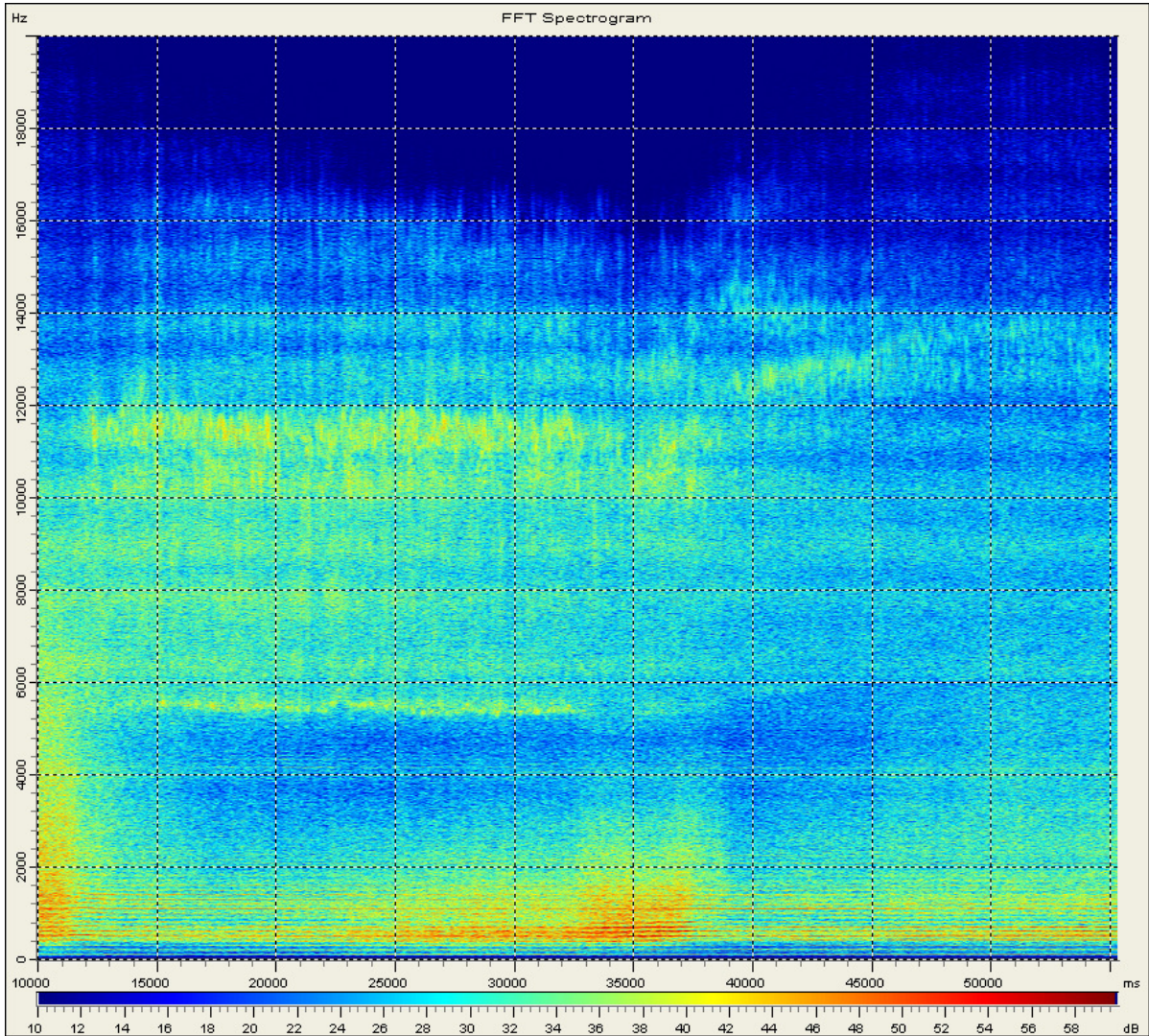
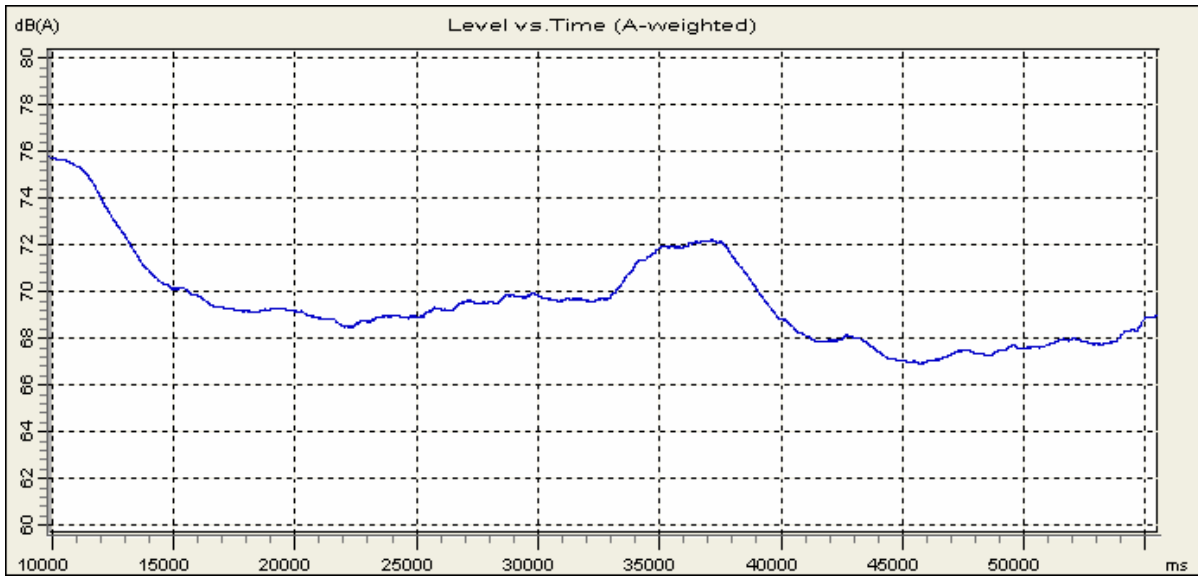


Bild 67

Pegel und Spektrogramm eines Sweeps an Pos.4
 NERSOP-Propeller, Verstellbereich von -15° bis $+18^\circ$
 Datei: NSP_pos4_sweep.wav
 Zoom: 0...20000 Hz Scaling: 10...60 dB

2.2 Projektschiene „Ungleichförmige Zuströmung / Interferenz“

Ein am Rumpfheck eines Luftfahrzeuges operierender Propeller interferiert mit der Strömung um den Körper des Luftfahrzeuges. Auf der einen Seite wird die Strömung im Heckbereich des Körpers durch den Propeller beeinflusst, auf der anderen Seite sieht der Propeller während eines Blattumlaufes eine gegebenenfalls sehr ungleichförmige Zuströmung. Beim Projektpartner IAG liefen bereits in den vergangenen Jahren Arbeiten zu diesem Thema. Im Rahmen dieses Forschungsvorhabens sollten einerseits Kenntnisse auf diesem Gebiet erweitert werden, vor allem durch Messungen bei realen Reynoldszahlen am fliegenden Gerät. Andererseits sollten zur Verbesserung des Propellerentwurfs Informationen über die Ungleichförmigkeit der Zuströmung zum Propeller gewonnen werden. ZLT-Anteile an dieser Projektschiene war die Gittergenerierung um das Luftschiff einschließlich Heckpropeller in Flight Config. und CFD-Rechnungen mit einem kommerziellen CFD-Solver als Vorbereitung der Flugversuche und die Durchführung der Flugversuche mit einem Luftschiff des Typs Zeppelin LZ N07 (einschließlich Zulassung der Flugversuchs-Anbauten bei der EASA). Die Arbeiten im Zusammenhang sind weitgehend in [58] beschrieben und werden hier nur auszugsweise vorgestellt.

2.2.1 Vorbereitende Untersuchungen

Um systematisch an die Generierung eines Rechennetzes für den Luftschiffumpf heranzugehen, mit der sinnvoll die für Rumpfströmungen charakteristischen Effekte bei CFD-Rechnungen erfasst werden, wurden zunächst strukturierte Netze für ein 1:6 Ellipsoid generiert, für das viele und systematische Windkanal-Messungen vorliegen (siehe z. B. [59] und [60]). Die Re-Zahlen der Messungen liegen jedoch um eine Größenordnung unter den Re-Zahlen für das reales Luftschiff ($7 \cdot 10^6$ statt etwa $100 \cdot 10^6$), so dass die Netzfeinheit und damit die Rechenzeiten für rasche Versuche noch in akzeptablen Größenordnungen liegen. Bild 68 zeigt beispielhaft die CFD-Lösung für Wandstromlinien für das Ellipsoid und die Messung bei hohem Anstellwinkel. Wie man sieht, werden die prinzipiellen, großskaligen Effekte durch CFD-Rechnungen gut erfasst. Es gibt zwar Unterschiede bei den Ablöselinien, wenn mit unterschiedlichen Turbulenzmodellen gerechnet wird und es gibt auch Unterschiede in den Gesamtbeiwerten durch die Gitterfeinheit, die prinzipiellen, großskaligen Effekte werden durch die CFD-Rechnungen jedoch gut erfasst.

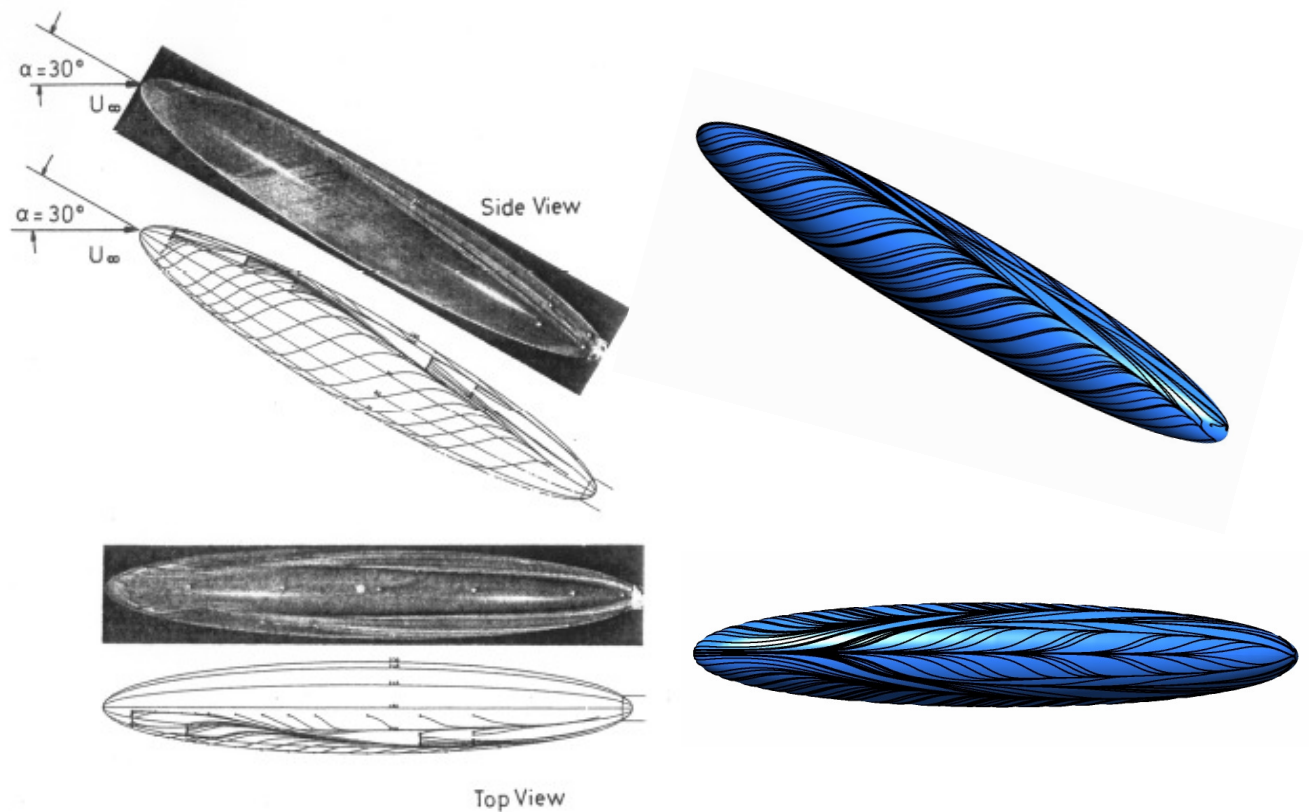


Bild 68 Wandstromlinien an einem 1:6 Ellipsoid bei hohem Anstellwinkel, Vergleich Messung-Rechnung

Die eigentliche Problematik der CFD-Rechnung bei Luftschiff-Rümpfen zeigt sich eigentlich eher bei kleinen Anstellwinkeln und direkt im Bereich des Hecks. Bild 69 zeigt die Stromlinien im Heckbereich des Ellipsoids bei kleinem Anstellwinkel und Bild 70 die Wirbelstruktur, die sich dabei im Heckbereich entwickelt. Die korrekte Erfassung der Ablösung erfordert bei den hohen vorkommenden Re-Zahlen eine feine Strukturierung des Gitters, während für die Propellerzuströmung eigentlich eher nur die großskalige Turbulenz wichtig wäre, also ein gröberes Gitter reichen würde. Zur möglichst guten Erfassung der Ablösung wurde als Turbulenzmodell bei den Rechnungen am Ellipsoid das SST-Modell eingesetzt, das aber eine sehr feine Auflösung der Grenzschicht erfordert (y^+ sollte etwa nach Möglichkeit nicht größer als 1 sein). Um daher mit der in einem kleinen Unternehmen verfügbaren Rechenleistung sinnvolle CFD-Rechnungen am Rumpfheck des Luftschiffes durchführen zu können, mussten beim Modell einige Kompromisse eingegangen werden.

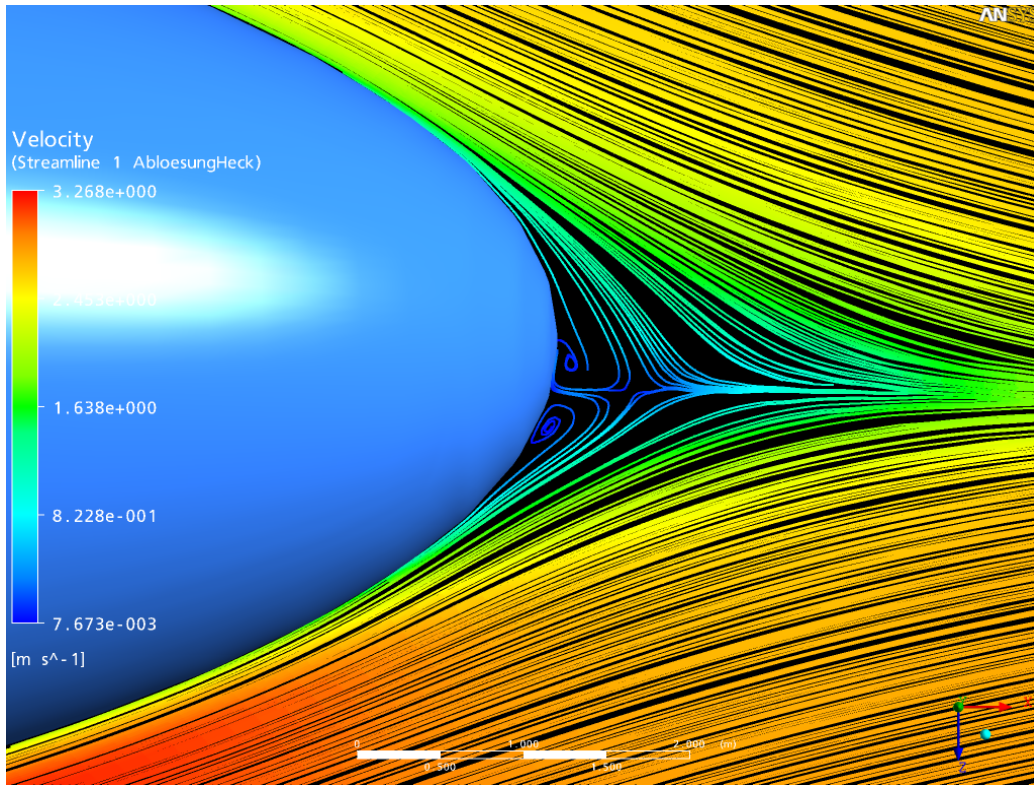


Bild 69 Stromlinien im Heckbereich eines 1:6 Ellipsoids bei $\alpha = 10^\circ$ und $Re = 12 \cdot 10^6$

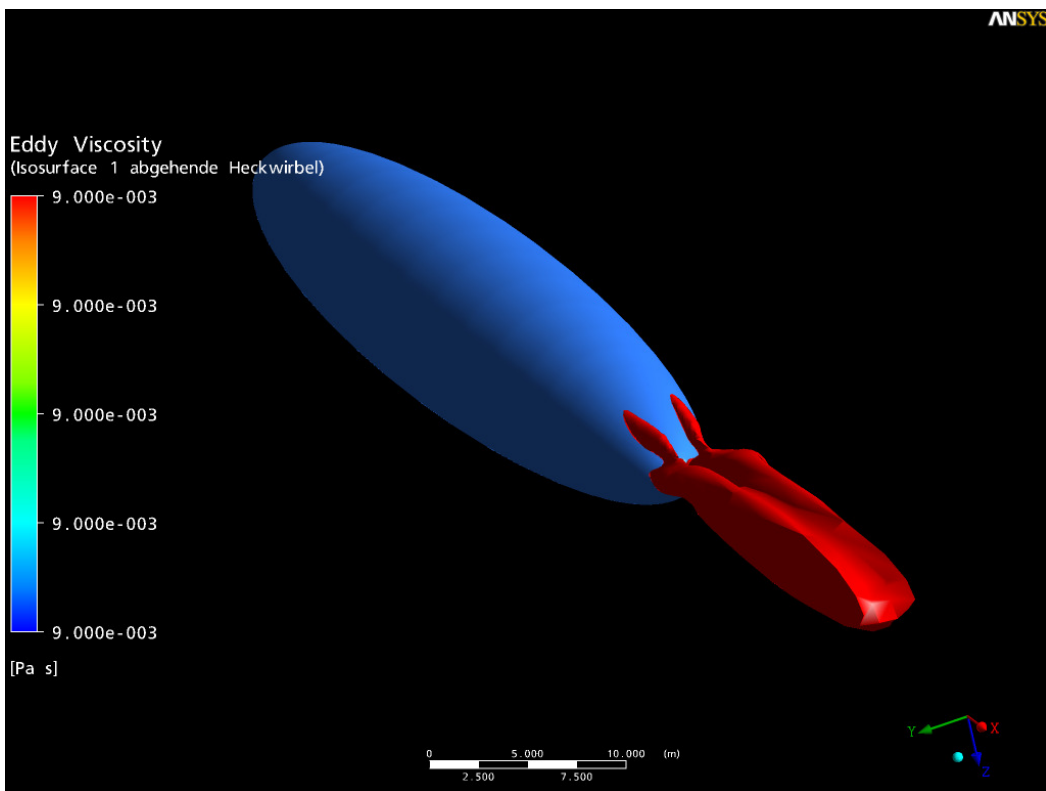


Bild 70 Wirbelstruktur im Heckbereich eines 1:6 Ellipsoids bei $\alpha = 10^\circ$ und $Re = 12 \cdot 10^6$

Die hohe Reynoldszahl der vorkommenden Strömung in Verbindung mit Grenzschicht-induzierten Ablöbegebieten im Rumpfheckbereich vor dem Propeller, die wiederum durch den Propeller beeinflusst werden, stellen hier die Haupt-Herausforderung dar. Beim Gesamtmodell des Luftschiffes mit seinen typischen Anbauten (Leitwerke, Passagiergondel, Triebwerksgondeln) wächst bei Verwendung strukturierter Gitter die Anzahl der Zellen mit jedem Anbauteil (siehe typisches Blocking in Bild 71). Um die Zellenzahl so klein wie möglich zu halten und dennoch die interessierenden Phänomene korrekt zu erfassen, wurde untersucht, welche Teile entfallen können und ob mit einem Halbmodell gearbeitet werden kann. Bei den Untersuchungen zeigte sich, dass weit vom Heck entfernte Teile des Luftschiffes, wie vordere Triebwerksgondeln und auch die Passagiergondel nur einen geringen Einfluß auf die Grenzschichtentwicklung im Heckbereich haben, dass jedoch die Leitwerke hierbei wichtig sind.

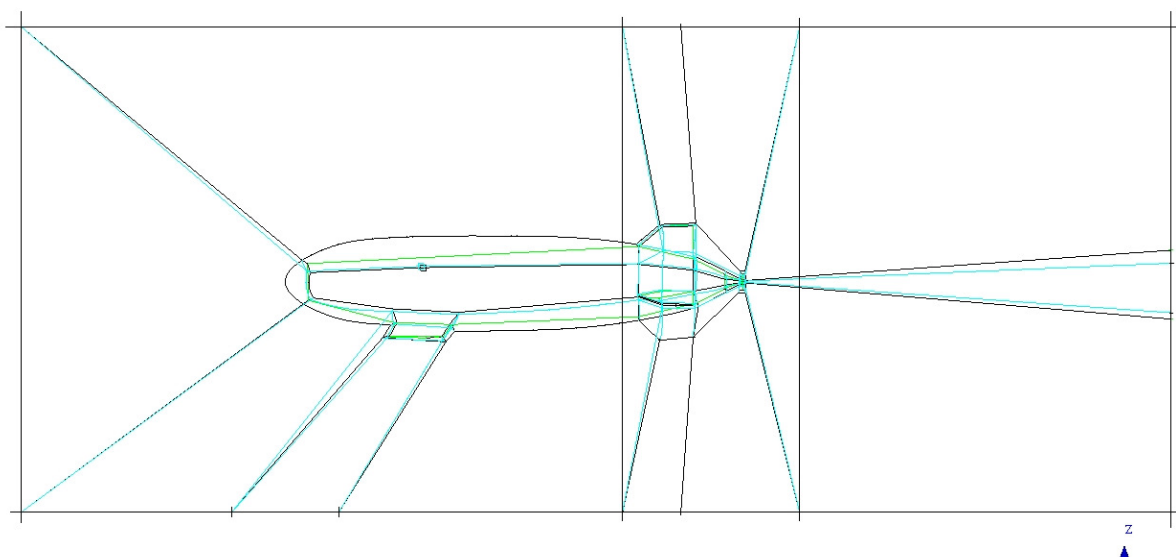


Bild 71 Typisches Blocking für ein strukturiertes Gitter am Gesamtmodell

Hinsichtlich Halbmodells wurde untersucht, ob sich der Vordrall eines Propellers auf die Strömung stromauf liegender Teile signifikant auswirkt oder ob auf dessen Berücksichtigung verzichtet werden kann. Bild 71 zeigt eine CFD-Rechnung mit einer Aktuatorscheibe, bei der der Drall berücksichtigt wurde. Es zeigte sich dabei, dass der Drall stromauf kaum spürbar ist und für die hier gemachten Betrachtungen nicht relevant ist. Somit konnte letztendlich mit einem Halbmodell gerechnet werden. Es wurde weiterhin untersucht, ob die Zellenzahl gesenkt werden kann, wenn mit hybriden Gittern gearbeitet wird. Außerdem wurde die Größenordnung des erforderlichen Fernfeldabstandes für ein Gitter um einen Luftschiff-Rumpf mit Hilfe von Rechnungen am 1:6 Ellipsoid abgeschätzt.

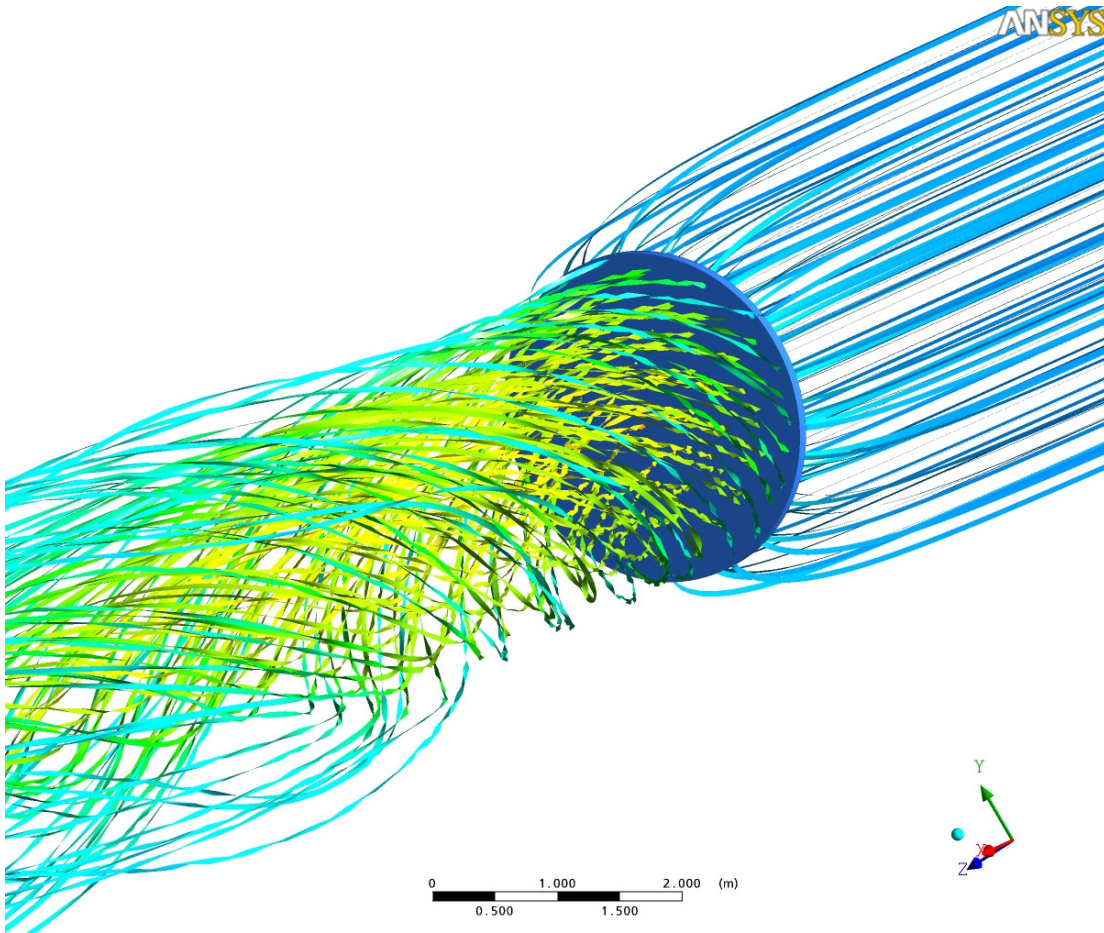


Bild 72 Drall eines Propellers, Einfluß stromauf und stromab

2.2.2 CFD-Rechnungen am Rumpf des Zeppelin LZ N07

Das letztendlich für die bei ZLT durchgeführten CFD-Rechnungen verwendete Modell besteht aus dem Rumpf mit der Heck-Antriebsgondel und den Leitwerken (siehe Bild 73). Die weit vorne liegenden Komponenten Gondel, Fahrwerke und seitliche Triebwerksgondeln wurden entfernt. Ebenso wurde der Lateralpropeller, der in der modellierten Reiseflug-Konfiguration keinen Schub liefert, weggelassen. Das Modell besteht aus einem Halbmodell.



Bild 73 CFD-Rechenmodell des LZ N07 für NERSOP

Das verwendete strukturierte Gitter besteht aus einem inneren O-Grid zur Auflösung der Grenzschicht. Es besteht aus etwa 40 Knoten in der Grenzschicht, 300 Knoten in Längsrichtung und 150 Knoten in Umfangsrichtung. Ferner besteht die Aktuatorscheibe, mit der der Propeller simuliert wird, aus $8 \times 25 \times 150$ Knoten. An den Leitwerkskanten besteht das Gitter aus 24×34 Knoten. Damit sind die y^+ -Werte fast durchweg unter 1.0, lediglich im Bereich der äußeren Leitwerks-Hinterkante beträgt dieser Wert bis zu 2.0.

Bild 74 zeigt die Gitterstruktur im Oberflächenbereich des Hecks, Bild 75 im Bereich der Propellergondel.

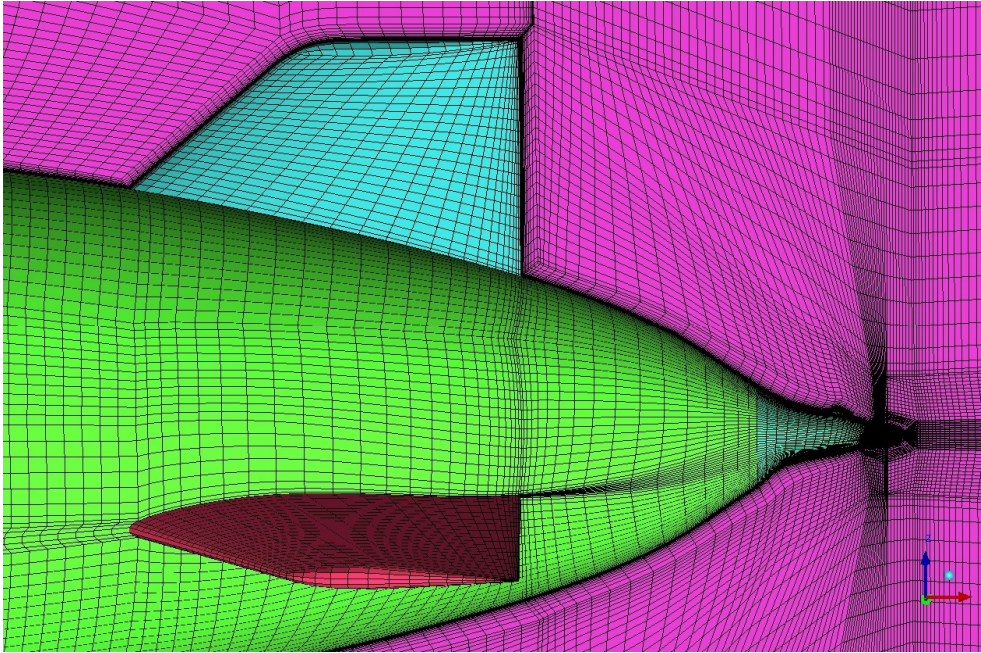


Bild 74 Gitterstruktur des inneren O-Grids im Heckbereich

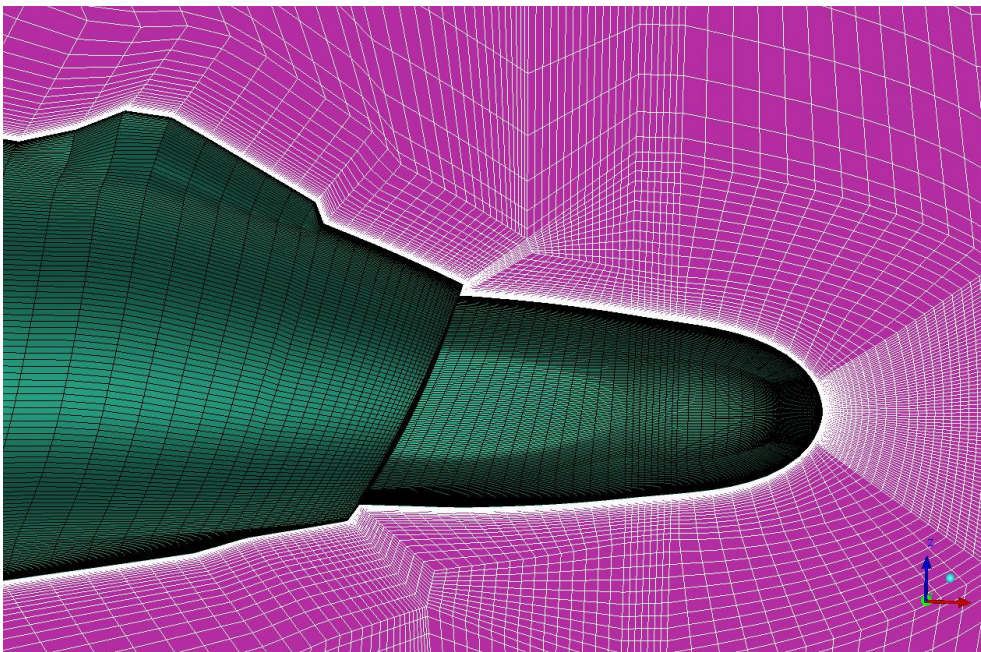


Bild 75 Gitterstruktur des inneren O-Grids im Bereich der Propellergondel

Im äußeren Bereich besteht das Gitter aus einem C-Grid mit einer Ausdehnung in Längsrichtung von etwa $20 \times$ Rumpflänge und in y- und z-Richtung von etwa $60 \times$ Rumpfdurchmesser. Das Gitter besteht somit aus 5.5×10^6 Knoten (siehe Bild 76). Damit erreicht das Gitter die üblichen Qualitätsstandards. Es wurde übrigens generell versucht, die Empfehlungen der ERCOFTAC bei der Gittergenerierung und CFD-Rechnung zugrunde zu legen.

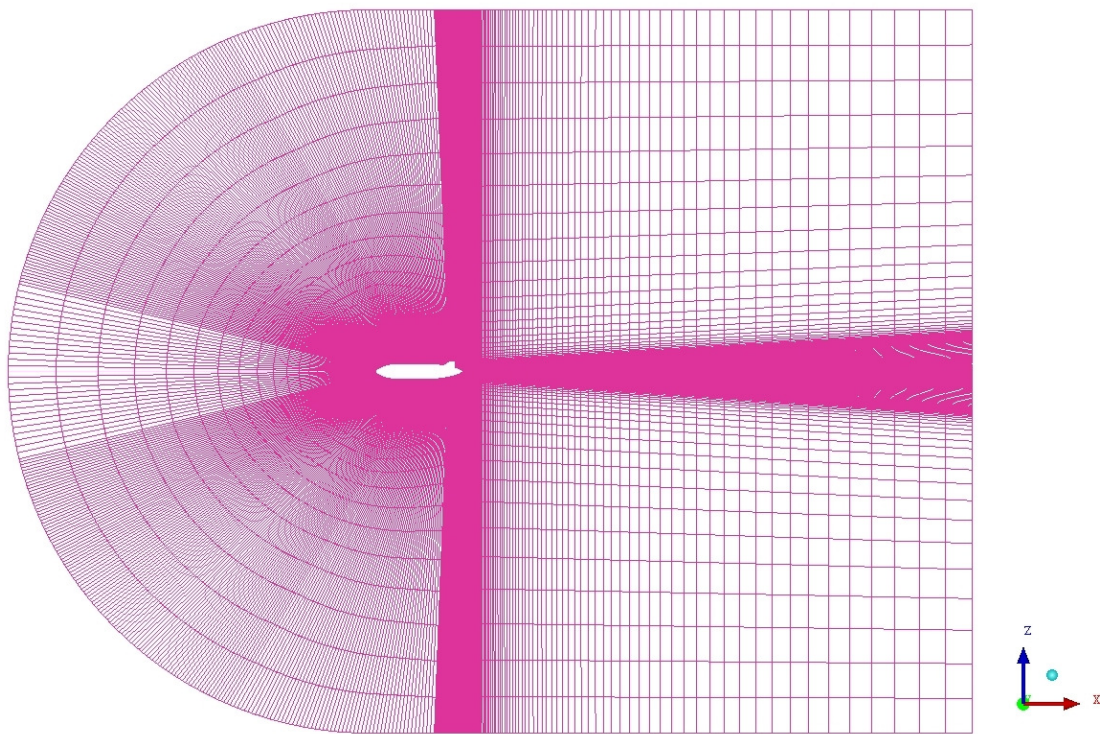


Bild 76 Äußeres C-Grid des NERSOP CFD-Modells

Bei diesem Rechengitter dauert ein Rechenlauf mit Double Precision auf dem vorhandenen Rechner etwa 30 Stunden.

Die folgenden Bilder zeigen nun exemplarisch ein paar Ergebnisse dieser CFD-Rechnungen. Das Luftschiff wird dabei mit 20 m/s (39 kts, normale Reisegeschwindigkeit bei Rundflügen) angeströmt und hat keinen Anstellwinkel. Ohne Schub am Heckpropeller ist in der Seitenansicht die erwartet stark verzögerte Strömung im Heckbereich und im Bereich der Triebwerksgondel erkennbar (siehe Bild 77). Die Wandstromlinien lassen annehmen, dass die Strömung zumindest wandnah abgelöst ist (siehe Bild 78). In Bild 79 ist die Längsgeschwindigkeitskomponente v_x etwa 0.1 m vor der Aktuatorscheibe dargestellt (hier neben Anstellwinkel 0° noch zusätzlich für einen Anstellwinkel von $+5^\circ$ und -5°), in Bild 80 hierfür die turbulente kinetische Energie. Dieser Bilder lassen vermuten, dass ein Propellerblatt im Zuge seines Umlaufes sehr unterschiedliche Zuström-Bedingungen sehen wird, zumindest bei Nullschub.

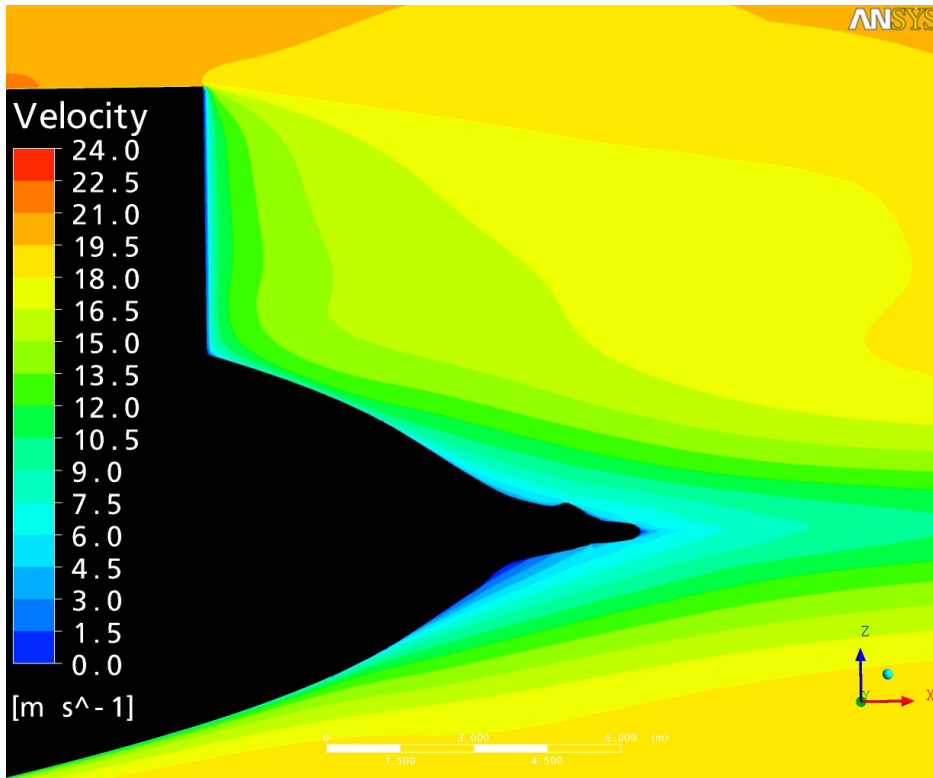


Bild 77 Strömungsgeschwindigkeit im Heckbereich, $V_0=20$ m/s, ohne Schub

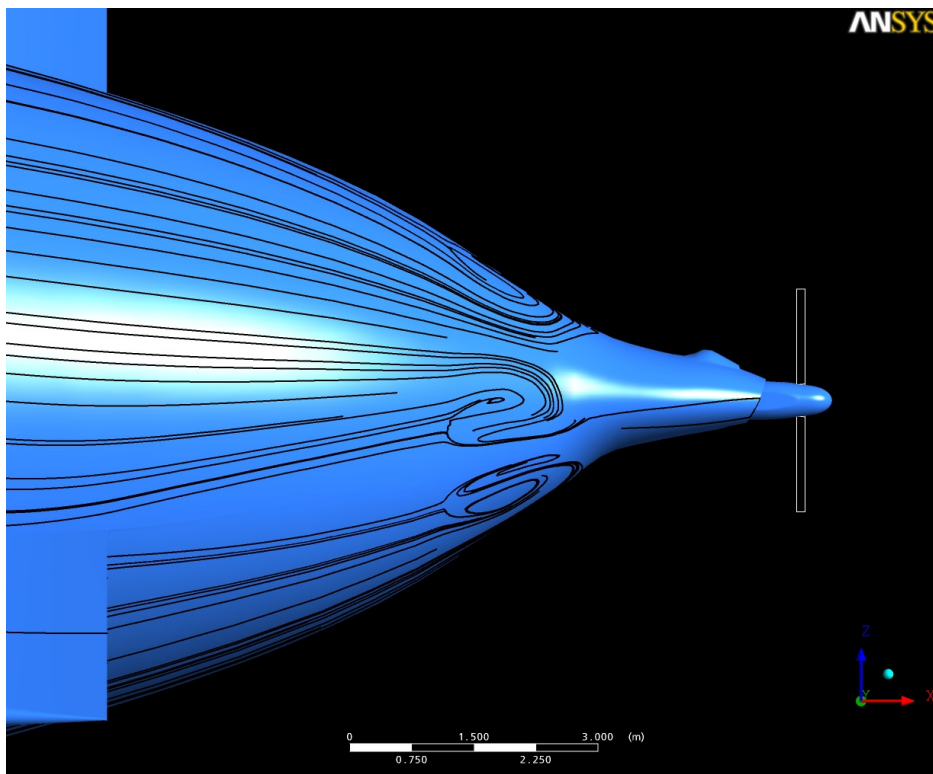


Bild 78 Wandstromlinien, $V_0=20$ m/s, ohne Schub

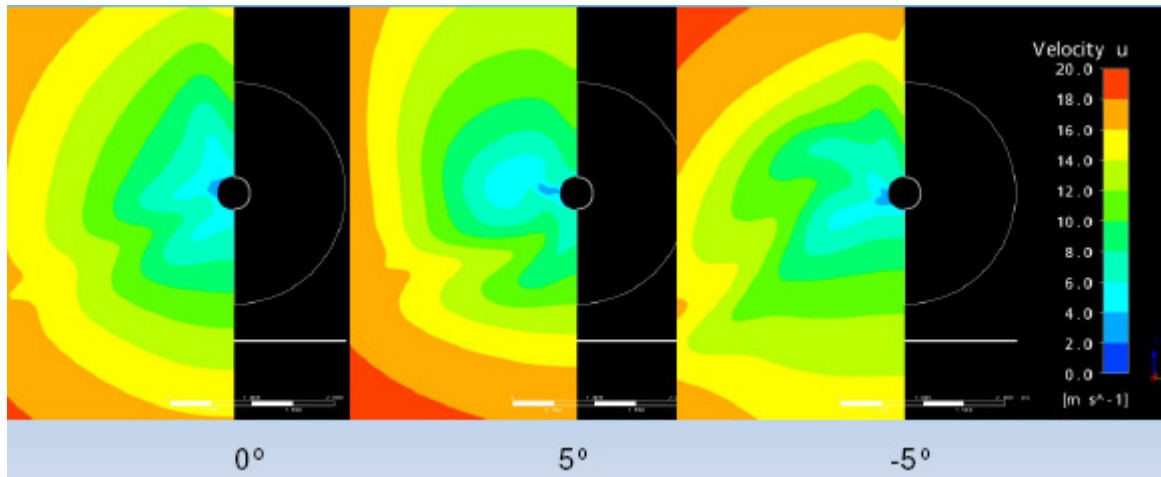


Bild 79 Axialgeschwindigkeitsverteilung kurz vor der Propellerebene

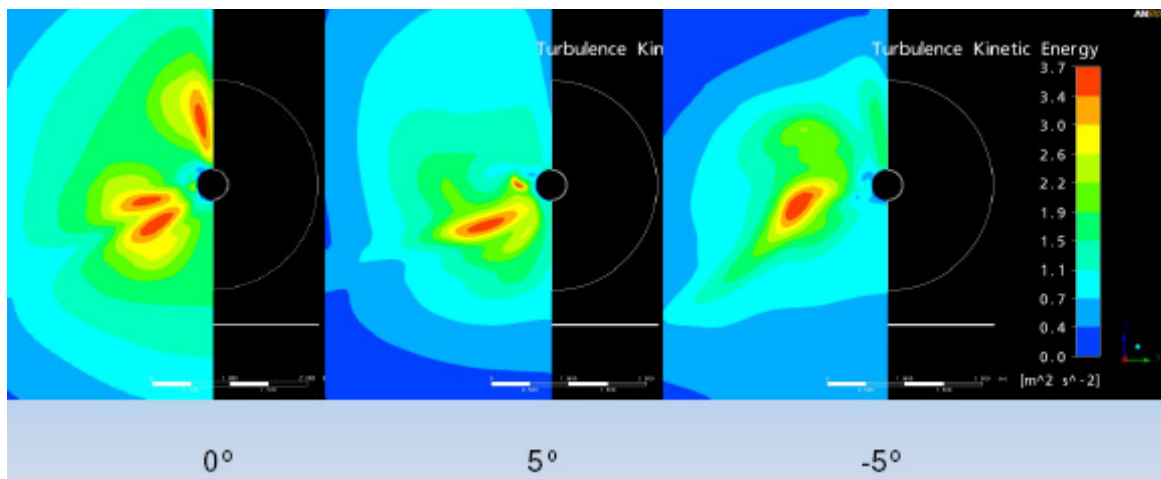


Bild 80 Verteilung der turbulenten kinetischen Energie kurz vor der Propellerebene

Etwas anders sieht es aus, wenn der Propeller Schub erzeugt. Bild 81 zeigt für diesen Fall das Geschwindigkeitsfeld im Heckbereich und Bild 82 die Wandstromlinien. Es scheint demnach so zu sein, dass es dem Propeller gelingt, die Strömung länger anliegen zu lassen. Auch das Geschwindigkeitsfeld kurz vor dem Propeller sieht deutlich gleichmäßiger aus (Bild 83). Der Propeller richtet demnach sein Zuströmfeld weitgehend selbst aus. Größere Zuström-Schwankungen verbleiben hauptsächlich im Blatt-Innenbereich, wo der Propeller von Haus aus größere Schwankungen der Zuströmbedingungen ertragen kann.

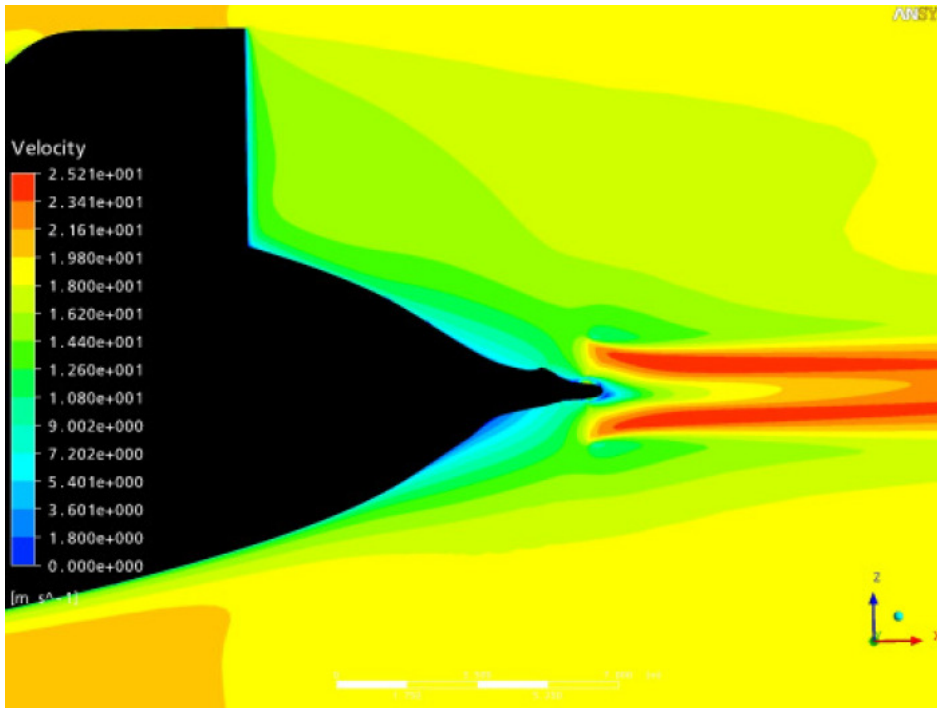


Bild 81 Strömungsgeschwindigkeit im Heckbereich, $V_0=20$ m/s, mit Schub

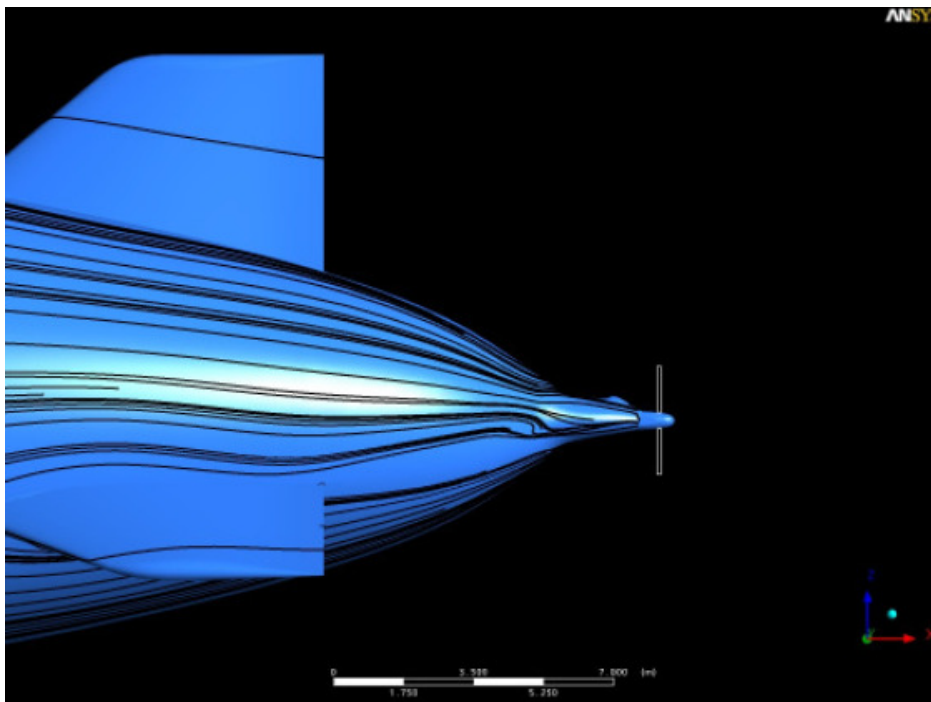


Bild 82 Wandstromlinien, $V_0=20$ m/s, mit Schub

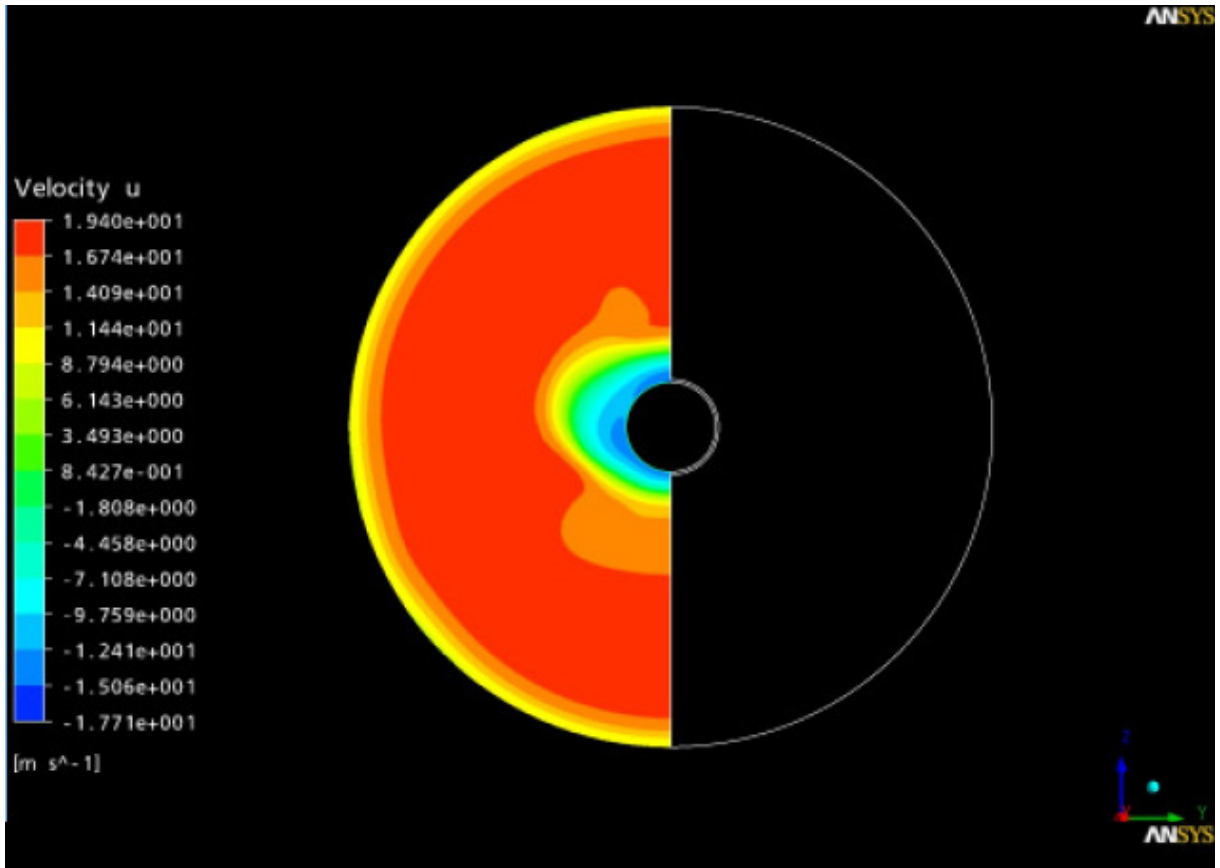


Bild 83 Axialgeschwindigkeitsverteilung vor der Propellerebene, mit Schub

2.2.3 Messungen am Rumpheck des Zeppelin LZ N07 im Flug

Zur Validierung der CFD-Rechnungen und zum besseren Verständnis der Strömungsvorgänge im Heckbereich eines eingeschnürten Rumpfes ohne und mit Wirkung eines Schubpropellers sollten Messungen am fliegenden Luftschiff durchgeführt werden. Hierfür wurde am IAG eine Meßanlage, bestehend aus zwei traversierbaren Siebenloch-Sonden, Scanivalve und Aufzeichnungs- und Steuerungsanlage entworfen und gebaut. Gemeinsam von IAG und ZLT wurde diese Anlage an das Luftschiff auf die Gondel des Hecktriebwerkes angebaut. Es wurden dabei vorhandene Befestigungspunkte an der Triebwerksgondel verwendet, wodurch die Meßposition einigermaßen festgelegt war. Bild 84 zeigt schematisch die Anordnung auf der Triebwerksgondel.

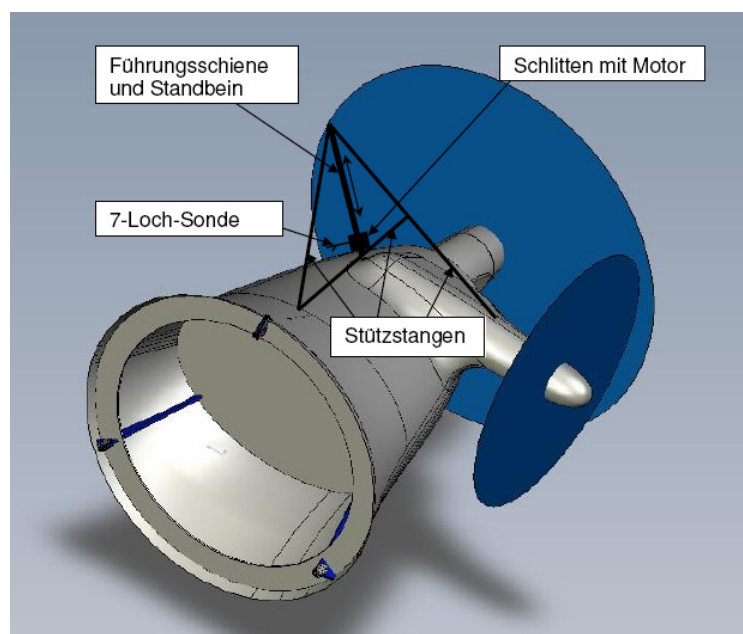


Bild 84 Flugversuchs-Aufbau für NERSOP

Damit den Strömungsmessungen eindeutige Fluglage-Informationen zugeordnet werden konnten, wurde das Luftschiff zusätzlich mit einem Noseboom an der Passagiergondel mit alpha-beta-Fahnen, Prandl-Rohr und Lufttemperatursonde ausgerüstet (siehe Bild 85). Außerdem wurde eine bei ZLT vorhandene ZLT-Flugversuchs-Meßanlage eingebaut, mit der zusätzlich unter anderem die Euler-Winkel und die körperfesten Drehraten des Luftschiffes aufgezeichnet wurden.



Bild 85 Noseboom mit alpha-beta-Fahnen und Prandl-Rohr



Bild 86 Aufbau der NERSOP-Meßanlage am Heck des Luftschiffes

Bild 86 zeigt den endgültigen Aufbau der Meßeinrichtung auf der Triebwerksgondel, Bild 87 den Traversierschlitten mit den Siebenloch-Sonden.

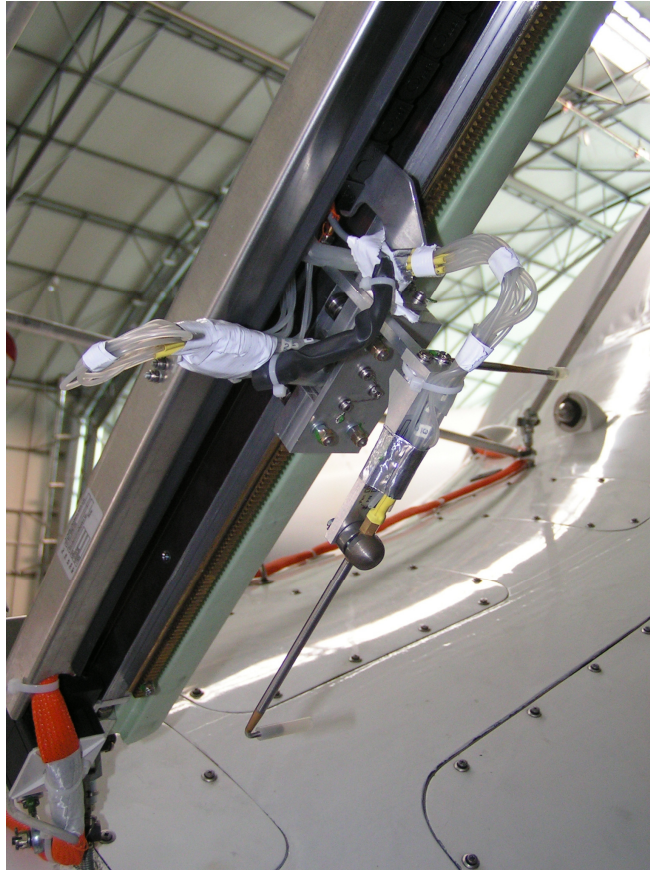


Bild 87 Traversierschlitten mit zwei Siebenloch-Sonden

Für die vorgesehenen Flugversuche wurden mit dem derzeit verwendeten CFD-Gitter mit Heckpropeller in Reiseflugstellung Strömungsprofile im Bereich möglicher Sondenpositionen ermittelt (siehe Bild 88 und Bild 89). Die Strömungsprofile wurden auch zu den für eine Flugfreigabe erforderlichen Lastannahmen herangezogen.

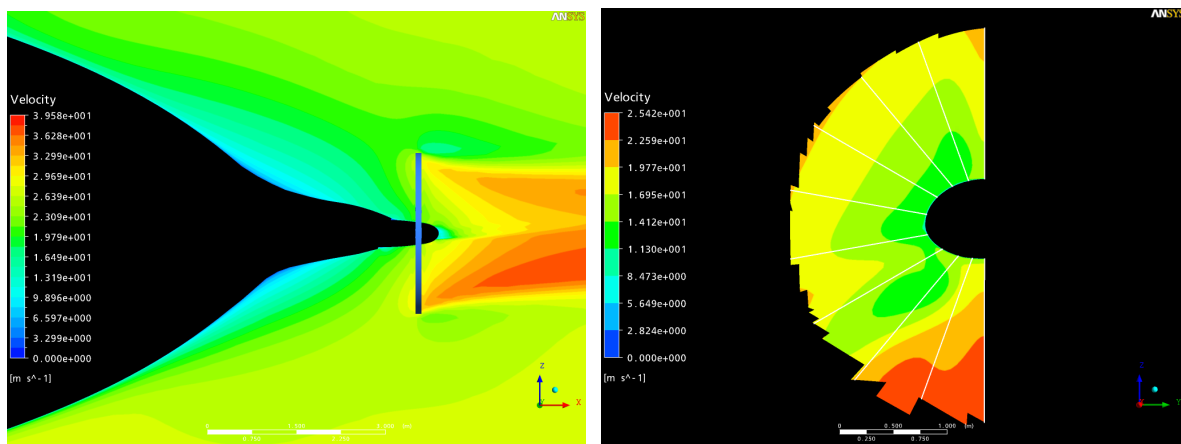


Bild 88 Geschwindigkeitsverteilung in der Symmetrieebene des Luftschiffes und in der Meße ebene der Siebenlochsonde

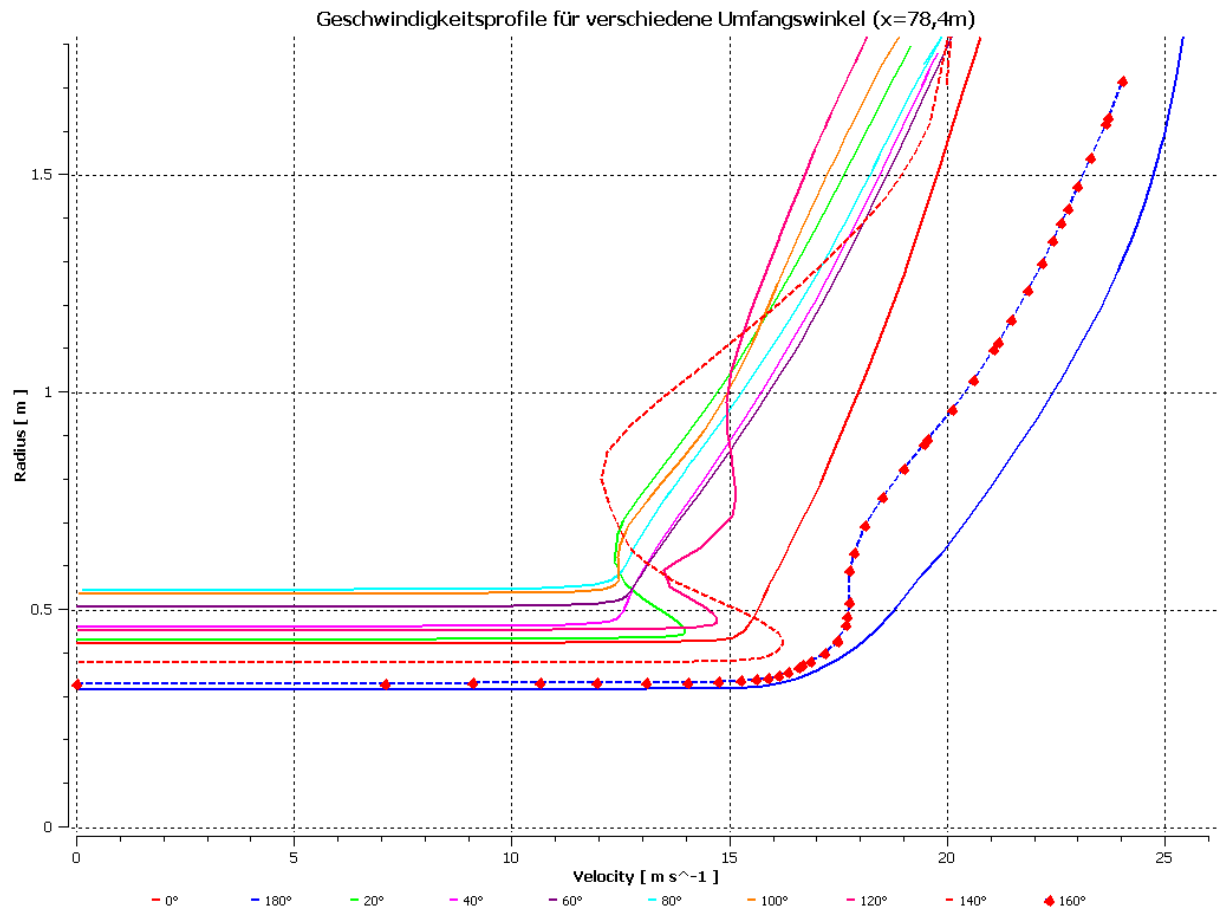


Bild 89 Geschwindigkeitsprofile im Rumpfheck LZ N07 im Bereich der Siebenlochsonde, Reiseflug mit 30 m/s, Schub 3000 N (CFD-Rechnung)

Da das Luftschiff für diese Messungen nicht aus der normalen Verkehrszulassung genommen werden sollte, mussten die Testanbauten im Rahmen eines „Major Changes“ Luftfahrt-qualifiziert werden. Im Zeitraum vom 17.03.2009 bis zum 07.04.2009 konnten in vier Flügen mit einer Gesamtdauer von etwas mehr als 10 Flugstunden Messdaten in verschiedenen Flugzuständen gesammelt werden. Vor allem bei den ersten drei Flügen herrschte jeweils eine recht stabile Luftschichtung vor, in der sich der Flugzustand für ein flugmechanisch instabiles Luftfahrzeug wie ein Luftschiff gut einhalten ließ.

Die geflogenen Flugzustände umfassten folgende Bereiche:

- Standfall am Boden, Anströmung nur durch Wind, mit Schub am Hecktriebwerk, ohne und mit Schub an den vorderen Triebwerken;
- Stationärer Reiseflug bei 25, 35, 43 kts und V_h , mit verschiedenen Blattwinkeln und Drehzahlen am Hecktriebwerk und an den vorderen Triebwerken;
- Stationär bei hohen Anstellwinkeln (bis etwa 10° durch statisch schweres Luftschiff bei kleinen Fluggeschwindigkeiten machbar, bei größeren Geschwindigkeiten und für größere Winkel durch Einsatz der vorderen Schubvektoren);
- Stationärer Kurvenflug;
- Beschleunigter und verzögerter Flug.

Bild 88 zeigt das IAG-Team während eines der Versuchsflüge am Rack der Meßanlage.



Bild 88 Flugversuche mit dem Zeppelin NT

Die Auswertung der Messdaten erfolgte beim IAG (siehe Abschlußbericht des IAG).

3 Voraussichtlicher Nutzen, Verwertung der Ergebnisse

Das Forschungsvorhaben bringt zunächst einmal den Projektpartnern, aber auch dem als Unterauftragnehmer beschäftigten Propellerhersteller Erkenntnisse, die bei der Auslegung und Gestaltung von Propellerantrieben genutzt werden können. Aus dem im Rahmen dieses Forschungsvorhabens entwickelten NERSOP-Propeller lassen sich nun mit überschaubarem Aufwand lärmarme Propeller für das aktuelle Luftschiff vom Typ LZ N07 als auch für zukünftige Luftschiffe ableiten. Die erzeugte Entwurfskette für Propeller lässt sich aber auch als eigenständige Komponente dieses Vorhabens durch andere Nutzer, wie Propeller-Hersteller oder Luftfahrzeug-Entwickler nutzen.

Teile der Arbeiten an diesem Forschungsvorhaben wurden im Rahmen einer Diplomarbeit durchgeführt, ebenso im Rahmen von Praktika-Arbeiten. Das Vorhaben wurde also auch für die Ausbildung von Ingenieurernachwuchs eingesetzt.

4 Fortschritt auf dem Sachgebiet während des Vorhabens

Während der Laufzeit des Vorhabens wurde laufend die einschlägige Fachliteratur auf Hinweise zu ähnlichen Arbeiten hin abgesucht. Einige mit dem Thema verwandte Arbeiten wurden in die Literaturliste mit aufgenommen. An einem direkt vergleichbaren Thema wurde jedoch nach Kenntnis der Projekt-Teilnehmer nicht gearbeitet.

5 Veröffentlichungen des FE-Ergebnisses

Über das Forschungsvorhaben wurde bereits auf mehreren DGLR-Workshops des Fachausschusses „Luftfahrzeuge leichter als Luft“ berichtet.

6 Anhang

Quellen/Literaturverzeichnis

Schall, Propeller-/Rotorlärm

- [1] J. Lighthill
Waves in Fluids
Cambridge University Press, Cambridge, 1978
- [2] M. S. Howe.
Theory of Vortex Sound
Cambridge University Press, Cambridge, 2003
- [3] M. S. Howe.
Acoustics of Fluid-Structure Interaction
Cambridge University Press, Cambridge, 1998
- [4] H. Lamb.
The Dynamical Theory of Sound
Dover Publications, New York, 1925
- [5] I. R. Schwartz (Editor)
Aeroacoustics: STOL Noise; Airframe and Airfoil Noise
AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics Volume 45
AIAA, New York, 1976
- [6] I. R. Schwartz (Editor)
*Aeroacoustics: Acoustic Wave Propagation; Aircraft Noise Prediction;
Aeroacoustic Instrumentation*
AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics Volume 46
AIAA, New York, 1976
- [7] T. Carolus
Ventilatoren. Aerodynamischer Entwurf, Schallvorhersage, Konstruktion
B. G. Teubner, Stuttgart, 2003
- [8] R. Lerch, G. Sessler, D. Wolf
Technische Akustik; Grundlagen und Anwendungen
Springer Verlag, Berlin/Heidelberg, 2009
- [9] L. Gutin
On the Sound Field of a Rotating Propeller
NACA TM 1195, NACA, 1948
- [10] J. E. Ffowks Williams, D. L. Hawkings
Sound Generation by Turbulence and Surface in Arbitrary Motion
Philosophical Transactions of the Royal Society of London A264, 1969
- [11] W. K. Blake
Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration
Applied Mathematics and Mechanics, Vols. 17-I and 17-II,
Academic Press, New York, 1986

- [12] T. Lutz, A. Herrig, W. Würz, M. Kamruzzaman, E. Krämer
Design and Wind-Tunnel Verification of Low-Noise Airfoils for Wind Turbines
AIAA Journal, Vol. 45, No. 4, April 2007, AIAA New York
- [13] A. Pagano, M. Barbarino, D. Casalino, L. Federico
Tonal and Broadband Noise Calculations for Aeroacoustic Optimization of a Pusher Propeller
Journal of Aircraft, Vol 47, No. 3, May-June 2010-08-13
- [14] S. Farokhi, R. Taghavi, K. Wetzel
Frequency-Domain Analysis of Fluctuating Pressure on a Pusher Propeller Blade Surface
Journal of Aircraft, Vol. 31, No. 1, Jan.-Feb. 1994
- [15] F. Farassat
Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat
NASA TM-2007-214853, March 2007
- [16] T. F. Brooks, D. S. Pope, M. A. Marcolini
Airfoil Self-Noise and Prediction
NASA RP-1218, 1989
- [17] F. Farassat, P. A. Nystrom, T. J. Brown
Bounds on thickness and loading noise of rotating blades and the favourable effect of blade sweep on noise reduction
NASA Langley Res. Centre Helicopter Acoustics, p 373-385
- [18] P. A. Nystrom, F. Farassat
A Numerical Technique for Calculation of the Noise of High-Speed Propellers with Advanced Blade Geometry
NASA TP-1662, 1980
- [19] E. A. Bumann, K. D. Korkan
An Acoustic Experimental and Theoretical Investigation of Single Disk Propellers
AIAA-89-1146, AIAA 12th Aeroacoustic Conference, San Antonio, Texas, 1989
- [20] W. Ernsthäuser
Zur Entstehung des Luftschraubengeräusches
Luftfahrtforschung, Band 13, Berlin 1936
- [21] W. Ernsthäuser
Der Einfluß aerodynamischer Eigenschaften auf Schallfeld und Strahlungsleistung einer Luftschraube
Luftfahrtforschung, Band 18, Berlin 1941
- [22] I. E. Garrick, C. E. Watkins
A Theoretical Study of the Effect of Forward Speed on the Free-Space Sound-Pressure Field around Propellers
NACA TN 3018, 1953
- [23] W. J. G. Trebble, J. Williams, R. P. Donnelly
Propeller Noise at Model- and Full-Scale
Journal of Aircraft, Vol. 20, No. 1, Jan. 1983, AIAA New York

- [24] W. J. G. Trebble
Investigation of the Aerodynamic Performance and Noise Characteristic of a 1/5th
Scale Model of the Dowty Rotol R212 Propeller
Aeronautical Journal, May 1987
- [25] H. Heller, H. Dahlen, W. Dobrzynski
Acoustics of Ultralight Airplanes
Journal of Aircraft, Vol. 27, No. 6, June 1990, AIAA New York
- [26] S. -T. Chou, A. R. George
Effect of Blunt Trailing Edge on Rotor Broadband Noise
AIAA Journal, Vol. 24, No. 8, Aug. 1986, AIAA New York
- [27] H. K. Tanna, R. H. Burrin, H. E. Plumblee
Installation Effects on Propeller Noise
Journal of Aircraft, Vol. 18, No. 4, April 1981, AIAA New York
- [28] D. A. Lynch, W. K. Blake, T. J. Mueller
Turbulent Flow Downstream of a Propeller, Part 1:
Wake Turbulence
AIAA Journal, Vol. 43, No. 6, June 2005, AIAA New York
- [29] D. A. Lynch, W. K. Blake, T. J. Mueller
Turbulent Flow Downstream of a Propeller, Part 2:
Ingested, Propeller-Modified Turbulence
AIAA Journal, Vol. 43, No. 6, June 2005, AIAA New York
- [30] R. J. Minniti, W. K. Blake, T. J. Mueller
Inferring Propeller Inflow and Radiation from Near-Field Response, Part 1:
Analytic Development
AIAA Journal, Vol. 39, No. 6, June 2001, AIAA New York
- [31] R. J. Minniti, W. K. Blake, T. J. Mueller
Inferring Propeller Inflow and Radiation from Near-Field Response, Part 2:
Empirical Application
AIAA Journal, Vol. 39, No. 6, June 2001, AIAA New York
- [32] K. S. Brentner, F. Farassat
Modelling Aerodynamically Generated Sound of Helicopter Rotors
Langley Research Centre, Progress in Aerospace Sciences, 2002
- [33] R. W. Paterson, R. K. Amiet
Acoustic Radiation and Surface Pressure Characteristic of an Airfoil due to Incident
Turbulence
NASA CR-2733, 1976
- [34] R. W. Paterson, R. K. Amiet
Noise of a Model Helicopter Rotor due to Ingestion of Turbulence
NASA CR-3213, 1979
- [35] M. E. Goldstein
Aeroacoustics
NASA SP-346, 1974

- [36] W. Dobrzynski, B. Gehlhar
Untersuchungen zur Lärminderung durch kleineren Durchmesser bei höherer
Blattzahl
DLR-FB 93-48, Braunschweig, 1993
- [37] W. Dobrzynski, B. Gehlhar
The Noise from Piston Engine Driven Propellers on General Aviation Airplanes
AIAA/CEAS 97-1708, 3rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 1997
- [38] W. Dobrzynski, H. Heller, J. O. Powers, J. E. Densmore
DFVLR/FAA Propeller Noise Tests in the German-Dutch Wind Tunnel DNW
DVFLR IB 129-86/2, FAA Report No. AEE 86/3, 1986
- [39] J. E. Marte, D. W. Kurtz
A Review of Aerodynamic Noise from Propellers, Rotors, and Lift Fans
NASA TR 32-1462, 1970
- [40] F. B. Metzger
An Assessment of Propeller Aircraft Noise Reduction Technology
NASA CR 198237, 1995
- [41] Anon.
Lärmvorschrift für Luftfahrzeuge (LvL) (Ausgabe 01.08.2004)
Luftfahrt-Bundesamt, Braunschweig, 2004
- [42] S. Becker (Lehrgangsführung)
Kurzlehrgang „Strömungsinduzierter Schall“
Universität Erlangen-Nürnberg, Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Lehrstuhl für
Sensorik, 19.-21.02.2008
- [43] Anon.
dBsonic User Manual
01dB-Mettravib, 2005
- [44] J. Fecher
Schallmessung und analoge Frequenzanalyse
Studienarbeit, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Uni Stuttgart, 1985

Propeller-Design

- [45] F. Weinig
Aerodynamik der Luftschraube
Springer Verlag, Berlin, 1940
- [46] W. L. Alexandrow
Luftschrauben
VEB Verlag Technik, Berlin, 1954
- [47] O. Flachsbar
Luftschrauben
Akademische Verlagsgesellschaft, Leipzig, 1930
- [48] Anon.
Aircraft Propeller Handbook
Departments of Air Force, Navy, Commerce, ANC-9, 1956

- [49] H. Glauert
Airplane Propellers
Aerodynamic Theory, Vol. 4, edited by W. F. Durant, Dover, New York, 1963
- [50] H. Zimmer
Übersicht über die Propelleraerodynamik
UL 207, Luftfahrttechnisches Handbuch (LTH), Band Aerodynamik, 1994
- [51] H. V. Borst
Summary of Propeller Design Procedures and Data;
Vol 1: Aerodynamic Design and Installation
USAAMRDL Technical Report 73-34A, 1973
- [52] W. Amatt, W. E. Bates, H. V. Borst
Summary of Propeller Design Procedures and Data;
Vol 2: Structural Analysis and Blade Design
USAAMRDL Technical Report 73-34B, 1973
- [53] E. Sand, D. A. Elliot, H. V. Borst
Summary of Propeller Design Procedures and Data;
Vol 3: Hub, Actuator, and Control Designs
USAAMRDL Technical Report 73-34B, 1973
- [54] M. Drela, H. Youngren
XROTOR User Guide
Massachusetts Institute of Technology, 2003
- [55] H. S. Ribner, S. P. Foster
Ideal Efficiency of Propellers: Theodorsen Revisited
Journal of Aircraft, Vol. 27, No. 9, AIAA New York, 1990
- [56] F. Lösch
Über die Berechnung des induzierten Wirkungsgrads stark belasteter Luftschrauben unendlicher Blattzahl
Luftfahrtforschung, Band 15, Berlin, 1938
- [57] K. N. Kramer
Induzierte Wirkungsgrade von Best-Luftschrauben endlicher Blattzahl
Luftfahrtforschung, Band 15, Berlin, 1938

Studien-/Diplomarbeiten

- [58] J. Weissert
Numerische Untersuchungen zur Interferenz zwischen Heckpropeller und
Rumpfumströmung des Luftschiffes LZ N07
Diplomarbeit, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart und
ZLT Zeppelin Luftschifftechnik GmbH & Co KG, 2009

Sonstiges

- [59] H. U. Meier, H.-P. Kreplin
Experimental Investigation of the Boundary Layer Transition and Separation on a
Body of Revolution
ZFW 4 (1980), Heft 2
- [60] H.-P. Kreplin, H. Vollmers, H. U. Meier
Measurement of the Wall Shear Stress on an Inclined Prolate Spheroid
ZFW 6 (1982), Heft 4