

AERO-MECHANISCHE OPTIMIERUNG EINES STRUKTURELLEN FANNACHLEITRADES

C. Clemen, S. Herzog, Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG,
Eschenweg 11, Dahlewitz, 15827 Blankenfelde-Mahlow, Deutschland

T. Klauke, LS Strukturmechanik & Fahrzeugschwingungen (SMF),
BTU Cottbus, Siemens-Halske-Ring 14, 03046 Cottbus, Deutschland

A. Holewa, Institut für Antriebstechnik / Abteilung Triebwerksakustik, DLR,
Müller-Breslau-Str. 8, 10623 Berlin, Deutschland

Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit ist Teil des Forschungsprojektes OPAL – gefördert durch das Land Brandenburg – und beschreibt die aero-mechanische und aero-akustische Optimierung eines Fannachleitrades. Dieses ist im, für moderne Turbofantriebwerke repräsentativen, Nebenstromkanal des Modular Fan Rigs der Anecom Aerotest angeordnet. Es dient dafür den Drall des Fans aus der Strömung zu entfernen und die strukturelle Verbindung des Triebwerkskerns und des Nebenstromkanals bzw. der Triebwerksaufhängung herzustellen. Dazu müssen die Nachleiträder sowohl die aerodynamischen Anforderungen an geringen Druckverlust, großen Arbeitsbereich und Umlenkung der Absolutströmung auf 0 Grad als auch die akustischen Anforderungen an geringe Schallabstrahlung und –erzeugung sowie die strukturmechanischen Anforderungen durch die Triebwerkslasten in allen Betriebspunkten erfüllen. Eine solche Anordnung hat den Vorteil, dass zusätzliche Streben stromab des Fannachleitrades nicht benötigt werden, was Vorteile hinsichtlich der Baulänge und des Triebwerksgewichtes und somit des Triebwerkstreibstoffverbrauchs bietet. Gleichzeitig widersprechen sich jedoch intuitiv die strukturmechanischen und die aerodynamischen bzw. akustischen Anforderungen an ein solches Nachleitrاد, so dass sich der Entwurf komplizierter gestaltet. Um den verschiedenen Anforderungen gerecht zu werden wird hier im Gegensatz zu einem herkömmlichen iterativen Entwurfsprozess ein interdisziplinärer Entwurfsprozess gewählt, der basierend auf aerodynamischen und mechanischen Randbedingungen und Beschränkungen eine aero-mechanisch optimierte Fannachleitrادgeometrie liefert. BILD 1 zeigt den Prozessablauf. Die vorgegebenen Randbedingungen sind die mechanischen Lastfälle (Flugbedingungen) sowie die aerodynamischen Ein- und Austrittsbedingungen für den Fanauslegungspunkt. Des weiteren wird die bestehende Nebenstromkanalgeometrie des Modular Fan Rigs verwendet, um einen Vergleich mit einer herkömmlich entworfenen Nachleitrاد/Streben Anordnung ziehen zu können, die im Zuge des OPAL Projektes im Modular Fan Rig getestet wird. Darüber hinaus wird eine aerodynamisch optimale Vorderkantenpfeilung vorgegeben. In der strukturmechanischen Optimierung werden folgende Parameter variiert: Anzahl der Nachleitrادschaukeln, axiale Position des Nachleitrades im Nebenstromkanal, maximale Profildicke, Sehnenlänge. Die strukturmechanische Optimierung wird mit der Software ABAQUS durchgeführt. Für die aerodynamische Optimierung wird die Schaufelzahl basierend auf aero-akustischen und strukturmechanischen Überlegungen festgelegt. In einer Optimierung mit dem 2D-CFD-Löser MISES werden einzelne Schaufelschnitte aerodynamisch so optimiert, dass sie einen minimalen Druckverlust bei maximalem Arbeitsbereich erreichen. Dazu wird die Profilform frei modifiziert unter Einhaltung der vorgeschriebenen Position, Dicken und Sehnenlängen aus der mechanischen Optimierung. Eine Überprüfung der so gefundenen Schaufel mit 3D RANS und Vergleich mit einer Anordnung aus Nachleitrاد und Streben beweist die Überlegenheit des gewählten Ansatzes.

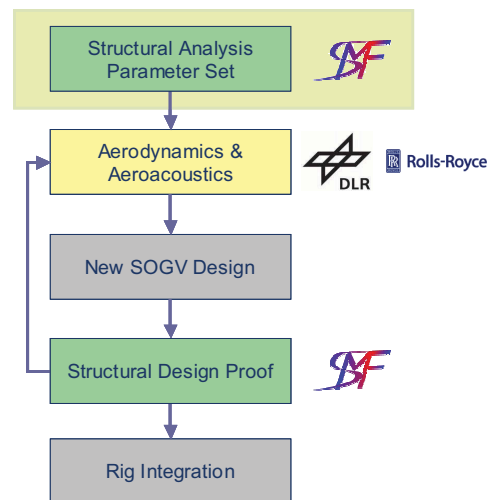


BILD 1: Prozessablauf

1. EINLEITUNG

Das vorliegende Paper beschreibt die aero-mechanische Optimierung eines Fannachleitrades (Fan-OGV) für den Nebenstromkanal des Modular Fan Rigs der Anecom Aerotest in Wildau/Brandenburg, dass repräsentativ für das Fan-/Nebenstromkanalsystem eines modernen Turbofan-Triebwerkes ist. Die Aufgabe der präsentierten Nachleitradanordnung ist es, den Drall aus der Fanabströmung in eine axiale Richtung umzulenken und den Triebwerkskern mit dem Nebenstromkanal bzw. der Triebwerksaufhängung strukturell zu verbinden. Aus diesem Grund muss das Nachleitrade aerodynamische Anforderungen – wie niedrigen Druckverlust und grossen Arbeitsbereich – erfüllen, als auch fähig sein die strukturellen Triebwerkslasten in allen Betriebspunkten aufnehmen zu können.

Eine solche Anordnung hat den Vorteil, dass zusätzliche Stützstreben stromab des Nachleitrades, wie sie zum Beispiel in [1] beschrieben sind, entfallen können, was vorteilhaft in Bezug auf Triebwerkslänge und –gewicht und somit für den Triebwerkstreibstoffverbrauch ist. Nachteilig ist jedoch, dass sich die strukturellen und aerodynamischen Anforderungen widersprechen, was den Entwurf komplizierter als den eines konventionellen rein aerodynamischen Nachleitrades macht.

Daher wurde nicht der konventionelle iterative

Entwurfsprozess angewandt um die unterschiedlichen Anforderungen zu erfüllen, sondern ein multi-disziplinärer Ansatz wurde gewählt, der ein aero-mechanisch optimiertes Nachleitrade ergibt basierend auf aerodynamischen und strukturellen Randbedingungen. BILD 1 zeigt die gewählte Prozesskette. Die vorgegebenen Randbedingungen sind die vorliegenden mechanischen Kräfte (Flugbedingungen) und die aerodynamischen Ein- und Austrittsgrößen des Fanauslegungspunktes. Darüber hinaus wurde die existierende Nebenstromkanalgeometrie des Modular Fan Rigs als gegeben vorausgesetzt um eine Vergleichbarkeit mit einer konventionell entworfenen OGV / Streben – Anordnung zu gewährleisten. Des weiteren wird eine aerodynamisch optimierte Vorderkantendefinition (Pfeilung) benutzt [2].

2. STRUKTURELLE OPTIMIERUNG

Der erste Schritt im Entwurfsprozess der strukturellen OGV (BILD 1) ist die strukturelle Optimierung der OGVs (BILD 2). Basierend auf einem Finite-Element-Modell der erweiterten Frontstruktur ohne strukturelle OGV, abgeleitet von einem repräsentativen Triebwerksmodell für die Unterflügelmontage, wurden Python-Skripte und ABAQUS CAE v6.8.1 für die Erstellung eines voll parametrischen Modells der Frontstruktur kombiniert. Parameter des Modells sind: Anzahl und Material der OGV, Dicke der OGV Profile,

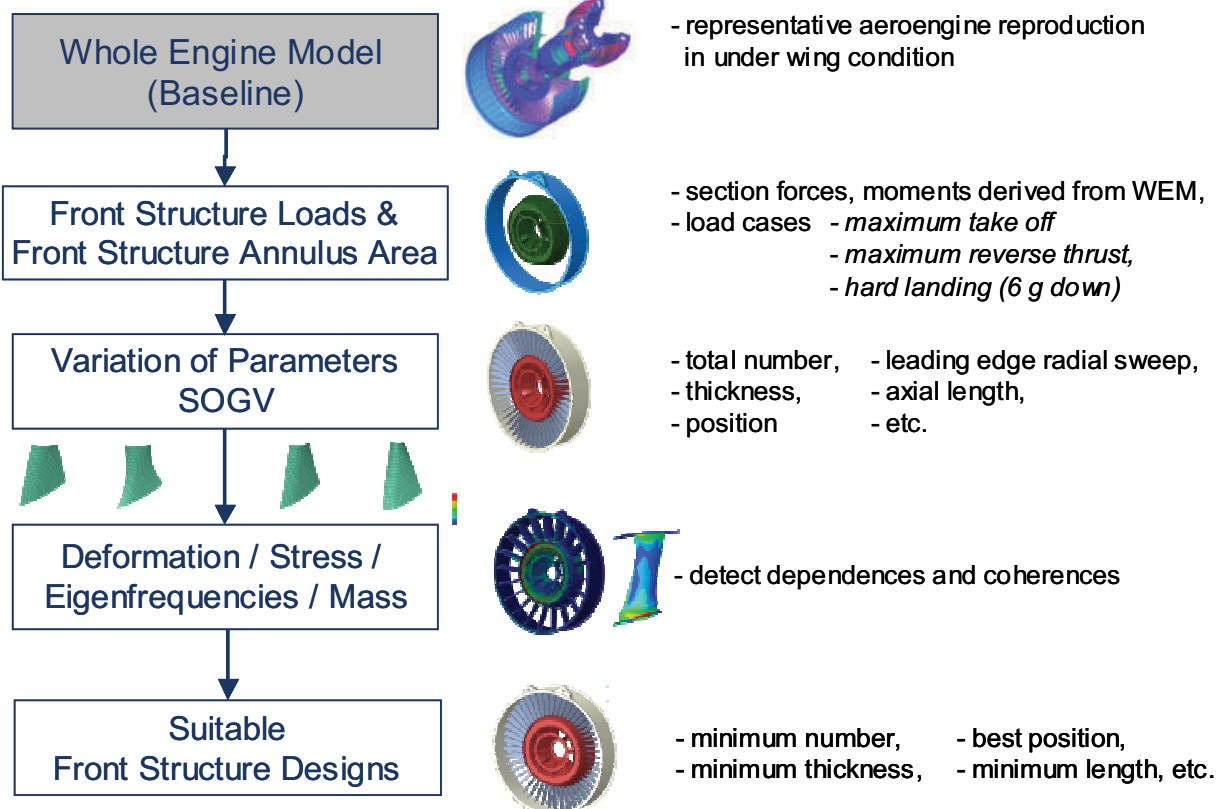


BILD 2: Prozess der strukturellen Optimierung

Sehnenlänge an Nabe bzw. Gehäuse, axiale Position der OGV im Nebenstromkanal, Pfeilung von Hinter- bzw. Vorderkante [2, 3]. Der Vorderkantenverlauf wird beschrieben durch die Definition aus BILD 3 bzw. GLEICHUNG 1 am Beispiel der Pfeilung an der OGV Spitze, siehe auch [2], um ein optimales aerodynamisches Verhalten und geringe Lärmemissionen zu erzielen. Die Vorderkante ist radial mit Hilfe einer e-Funktion beschrieben. Dazu werden der Pfeilungswinkel an Nabe und Gehäuse sowie der axiale Versatz der Aussenschnitte relativ zum OGV Mittelschnitt als Parameter vorgegeben.

$$Ax_Coord[\%height] = \frac{1}{5} Rad_Extent_Sweep[\%height]$$

$$\tan Sweep_angle_tip \left(1 - e^{\frac{-5(100\% - blade_height[\%])}{Rad_Extent_Sweep[\%height]}} \right) \quad (1)$$

Das voll parametrische Modell der Frontstruktur wird für die strukturelle Optimierung der OGV angewendet in dem die Entwurfparameter (Anzahl der OGV, Position, Pfeilung, Dicke, Sehnenlänge, usw.) für die drei relevanten Lastfälle: maximaler Umkehrschub (MRT), maximaler Startschub (MTO) und harte Landung (6 g down) so variiert werden, dass minimale Spannungen und Deformationen für alle drei Fälle erreicht werden. Gleichzeitig werden die aerodynamischen und akustischen Anforderungen an OGV Anzahl, OGV Dicke und Vorderkantenpfeilung berücksichtigt um die unterschiedlichen Lösungen zu bewerten.

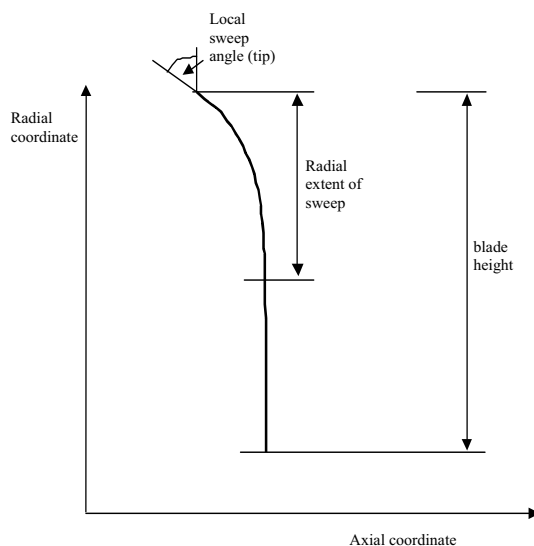


BILD 3: Definition der Pfeilung

Aus den Ergebnissen der strukturellen Optimierung lassen sich folgende Schlussfolgerungen ziehen:

- BILD 4 zeigt, dass die Anzahl der OGVs am Umfang (untersucht in einem Bereich von 35 bis 48) nur einen geringen Einfluss auf die

resultierenden maximalen von-Mises-Spannungen hat. Das bedeutet, dass die Anzahl der OGVs bis auf 37/38 reduziert werden kann, ohne dass signifikant höhere Spannungen auftreten. Da 42 OGVs aus Sicht der Akustik bevorzugt sind, ist diese Anzahl für die finale Geometrie gewählt worden. In den BILDERN 4 bis 6 sind zum Vergleich die Spannungen eines nicht strukturellen OGVs mit 44 Blättern eingetragen.

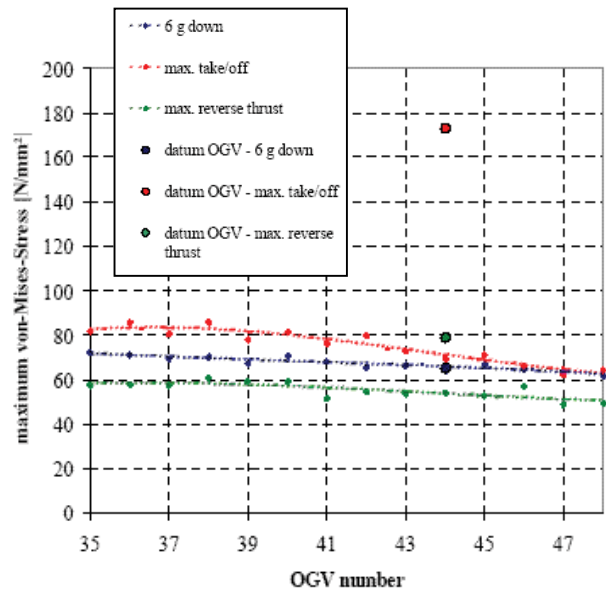


BILD 4: Effekt der OGV Anzahl

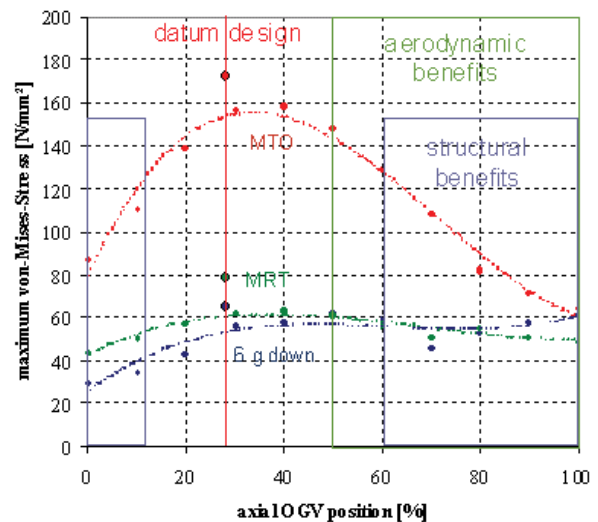
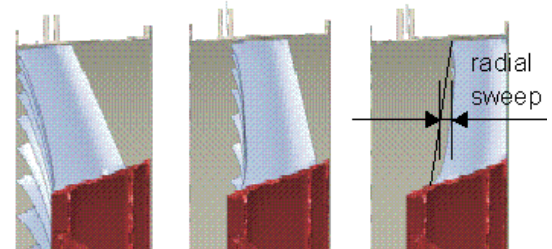


BILD 5: Effekt der axialen OGV Position

- Vom aerodynamischen und akustischen Standpunkt aus sollte der Abstand zwischen Fan und strukturellen OGVs (SOGVs) maximiert werden, um die Interaktion der beiden Blattreihen zu minimieren. Aus der strukturellen Optimierung (BILD 5) ergibt sich, dass sowohl die Position am nächsten als auch die am entferntesten zum Fan geeignet sind, wobei die Position mit dem grössten Axialabstand den absolut niedrigsten Spannungswert aufweist und auch in Hinblick auf den Spannungsgradienten bei Positionsvariation robuster ist. Nur die Anordnung mittig in der Frontstruktur liefert sehr hohe OGV Spannungen. Aus den beschriebenen Gründen wurde die hintere Position gewählt.
- Eine Pfeilung der OGV Vorderkante erhöht stets die maximalen Spannungen. Dabei ergibt sich ein nahezu linearer Zusammenhang zwischen dem axialen Versatz von Schaufelmitte zu Schaufelrändern und den Spannungen. Daher wird als Kompromiss zwischen strukturellen und aero-akustischen Anforderungen nur eine kleine Pfeilung an Nabe und Gehäuse eingeführt, so dass akzeptables aerodynamisches, akustisches und strukturelles Verhalten erreicht wird.

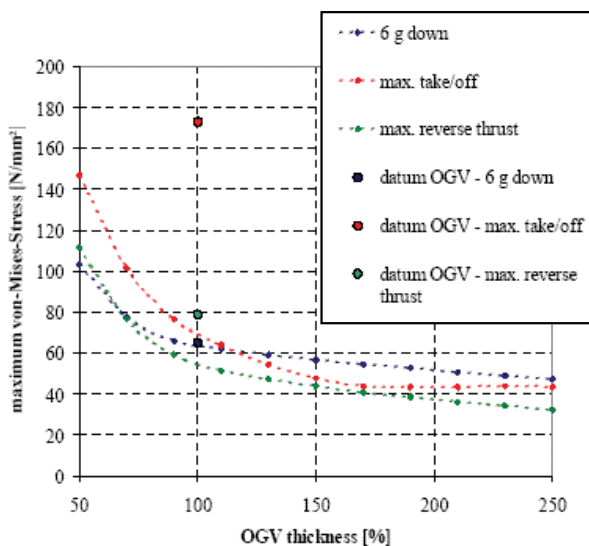


BILD 6: Einfluss der OGV Dicke

- BILD 6 zeigt, dass dünnere OGVs höhere Spannungen aufweisen. Dabei fällt jedoch auf, dass nur Schaufeln mit einer Dicke die kleiner als die des nicht strukturellen Vergleichs-OGVs ist, eine signifikant höhere Belastung aufweisen. Bei Schaufeln mit grösserer Dicke ($t > 100\%$) sind die maximalen Spannungen nur wenig reduziert.

Mit den maximal zulässigen von-Mises Spannungen für die OGV Struktur von 90 N/mm^2 (mit einem Sicherheitsfaktor von 2.5) kann die minimale OGV Sehnenlänge und minimale Dicke für alle Betriebspunkte und Entwurfsvarianten bestimmt werden. Die resultierende optimale Kombination von maximaler Profildicke und Sehnenlänge an Nabe und Gehäuse ist in BILD 7 dargestellt.

- Die Schaufelprofile selbst wurden in der gezeigten Studie nicht modifiziert, der Profiltyp des Vergleichs-OGVs (controlled diffusion airfoil) wurde beibehalten. Die Profilgeometrie wird nur aerodynamisch optimiert, siehe KAPITEL 3.

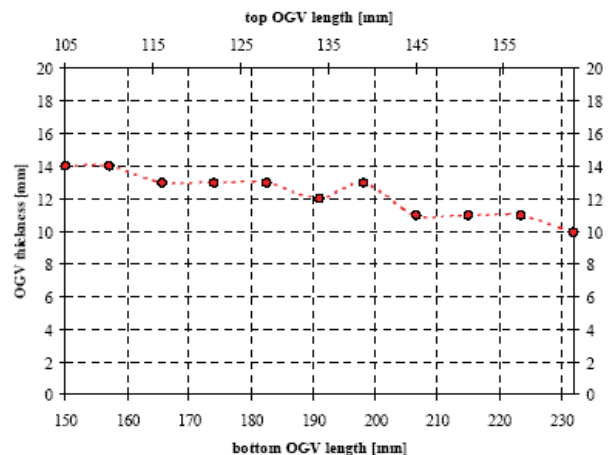


BILD 7: Optimale Kombination von Dicke und Sehnenlänge

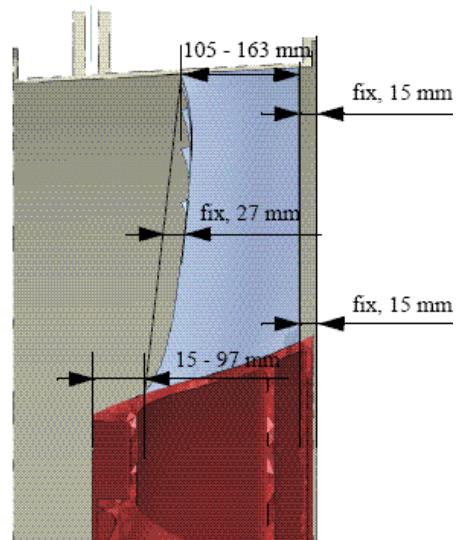


BILD 8: Strukturell optimiertes SOGV

Kombiniert mit den aerodynamischen (gepfeilte Vorderkante) und akustischen (Anzahl der OGV) Anforderungen wurde eine OGV Geometrie mit gepfeilter Vorderkante gemäss GLEICHUNG 1 und 42 Schaufeln und der grösstmöglichen Distanz zum

Fan, siehe BILD 5, und einer radialen Sehnenlängenverteilung wie in BILD 8 zu sehen, erstellt. Die dazugehörigen Dicken an Naben- und Gehäuseschnitt sind in BILD 7 zu sehen.

Basierend auf den zuvor beschriebenen Parameter-einstellungen wird die aerodynamische Optimierung des strukturellen OGVs durchgeführt. Diese Optimierung ist im nächsten Abschnitt beschrieben. Deren Ergebnis ist eine Geometrie, die integriert in das Modell der Frontstruktur, mechanisch verifiziert wurde. Das Ergebnis der strukturellen Überprüfung ist, dass die resultierenden maximalen Spannungen innerhalb des Limits von 90 N/mm² für alle drei Lastfälle liegen, was bedeutet, dass die aerodynamische Optimierung alle mechanischen Anforderungen erfüllt.

3. AERODYNAMISCHE OPTIMIERUNG

Die aerodynamische Optimierung wird auf vier zwei-dimensionalen Profilschnitten des SOGV entlang der Kanalhöhe durchgeführt: 10%, 30%, 50% und 90% wie in BILD 9 gezeigt. Es werden dabei jeweils drei Betriebspunkte in der Optimierung berücksichtigt: der Auslegungspunkt und zwei Off-Design-Betriebspunkte. Die verwendete Optimierungsoftware ist Auto Opti des DLR [6], das Strömungsfeld wird mit dem 2D CFD Löser MISES [7] berechnet. Am Ende werden die vier optimierten Profile mit denen aus der strukturellen Optimierung resultierenden Schaufelparametern zu einer dreidimensionalen Schaufeloberfläche erweitert.

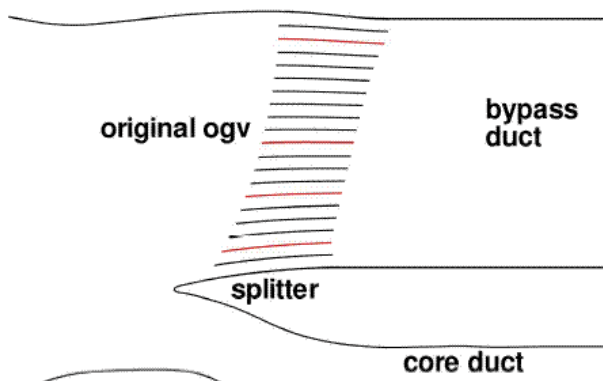


BILD 9: Zwei-dimensionale Profilschnitte

Die Ziele der Optimierung sind die Minimierung des Druckverlustes (ω) sowie die Minimierung der Abweichung des Abströmwinkels (β_2) vom Zielwert 0 Grad. Die entsprechenden Zielfunktionen ff1 und ff2 sind wie folgt implementiert:

$$ff1 = 0.50 \omega_{OP0} + 0.25 \omega_{OP1} + 0.25 \omega_{OP2}, \quad ff2 = \beta_{2OP0} \quad (2)$$

Der Totaldruckverlust im Auslegungspunkt wird mit 50%, der der Off-Design-Punkte mit jeweils 25%

gewichtet. Der Abströmwinkel wird nur im Auslegungspunkt betrachtet.

Der Optimierungsprozess kann wie folgt beschrieben werden:

1. Erzeugen der „Member“. „Member“ werden aus Kombinationen der Optimierungsparameter erzeugt. In dieser Optimierung sind alle Parameter ein Teil des Parameterraums, der die Form der SOGV Profile beschreibt. Die ersten 3000 Parameterkombinationen wurden mit Hilfe der „Latin Hyper Cube“ Methode generiert. Diese Methode erzeugt zufällige Kombinationen, so dass der gesamte Parameterraum systematisch abgedeckt wird. Dadurch gibt es keine grossen Gebiete, die nicht genügend erfasst sind. Nachdem diese „Member“ den Prozess durchlaufen haben, werden weitere „Member“ mit Hilfe eines Genetischen Algorithmus erzeugt.
2. Berechnung der maximalen Dicke. Dies ist ein zusätzlicher Schritt, der die speziellen Anforderungen an die Geometrie aus der strukturellen Optimierung berücksichtigt. Daher wird die maximale Dicke in Abhängigkeit von der axialen Sehnenlänge definiert, siehe BILD 7.
3. Erzeugung des SOGV Profils mit dem DLR Profilerator. Dies erfolgt automatisch.
4. Berechnung des Strömungsfeldes mit dem 2D-CFD Löser MISES.
5. Berechnung der Zielfunktionen aus den MISES Ergebnissen. Falls die MISES Rechnung nicht konvergiert, wird ein Strafwert vergeben.
6. Speichern der Parameter und Zielfunktionswerte des „Members“ in der Datenbank.
7. Einstufung: Jeder „Member“ hat einen entsprechenden Rang in der Datenbank, der seine Güte im Verhältnis zu den anderen „Members“ wiedergibt. Nach jeder Iteration wird die Datenbank aktualisiert, „Member“ mit einem besseren Rang werden durch den Genetischen Algorithmus mit grösserer Wahrscheinlichkeit als „Eltern“ für neue Generationen von „Members“ ausgewählt.

Der Optimierungsprozess für jede Schaufelhöhe beinhaltet zahlreiche Iterationen zur Feineinstellung der Randbedingungen und des Parameterraums. Insgesamt wurden zwischen 20.000 und 40.000 „Member“ pro Schaufelschnitt erzeugt und berechnet. Da der gesamte Prozessdurchlauf jedoch nur wenige Sekunden beträgt, ist die gesamte Optimierung innerhalb von Tagen abgeschlossen. BILD 10 zeigt die Zielfunktionswerte der besten 10.000 „Member“ des Mittelschnitts und die

„Member“ mit Rang 1, die die sogenannte Pareto Front bilden.

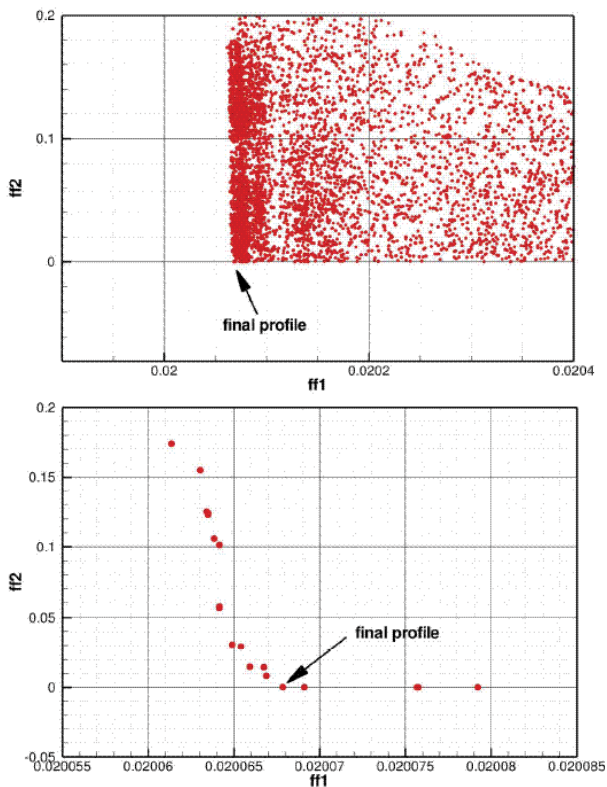


BILD 10: Die besten 10.000 „Member“ des Mittelschnitts (oben) und die Pareto-Front (unten)

Die Optimierung wurde zuerst für den Mittelschnitt (50% Kanalhöhe) durchgeführt. Mit der daraus resultierenden axialen Länge des Mittelschnittprofils wird die axiale Länge der anderen Profilschnitte (10, 30 und 90%) so festgelegt, dass sie die Anforderungen aus der strukturellen Optimierung hinsichtlich Vorderkantenform und Hinterkantenposition, siehe BILD 8, erfüllen. Die maximale Profildicke wird für alle Profilschnitte identisch mit der des Mittelschnitts gewählt.

Die aerodynamischen Randbedingungen für die MISES CFD sind die Eintrittsmachzahl, das Verhältnis des statischen zum Totaldruck, der Turbulenzgrad und der Eintrittsströmungswinkel (variiert mit dem Betriebspunkt).

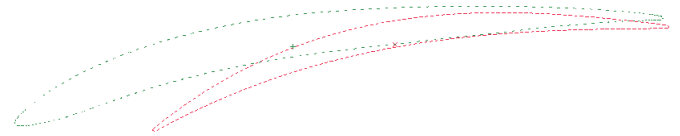
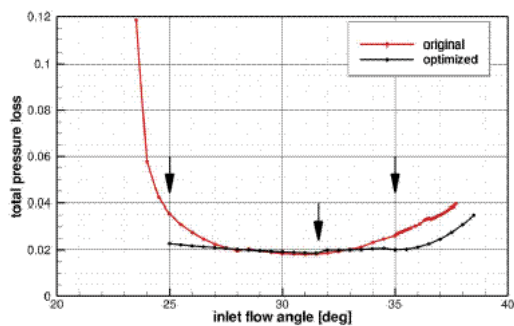
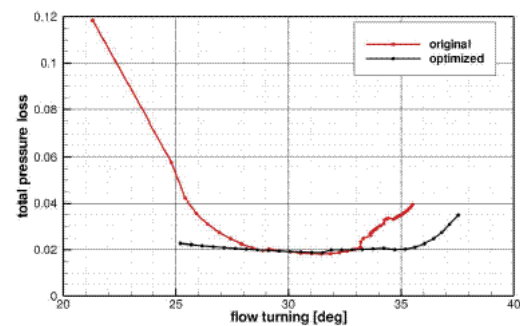


BILD 11: Optimierte (grün) Mittelschnittsprofil verglichen mit Referenzprofil (rot)

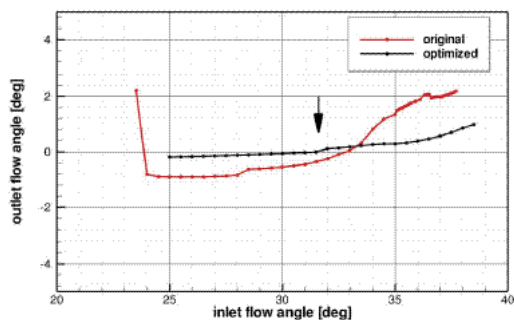
Die freien Geometrieparameter sind: Staffellingswinkel, Profilvorder- und hinterkantenwinkel, vier Koordinaten zur Beschreibung der Profilsaußenseite,



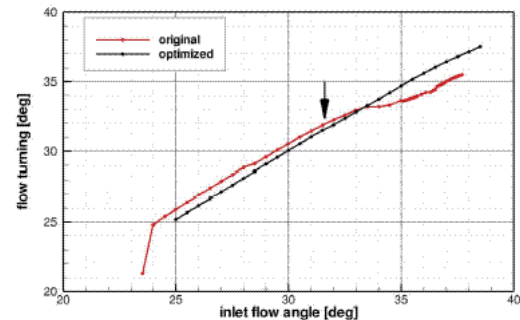
(a) total pressure loss over inlet flow angle



(b) total pressure loss over flow turning



(c) outlet flow angle over inlet flow angle



(d) flow turning over inlet flow angle

BILD 12: Mises 2D-CFD Ergebnisse des optimierten (rot) Mittelschnitts und des Referenzprofils (schwarz)

Position der maximalen Dicke, zwei Werte zur Beschreibung der Dickenverteilung und die axiale Sehnenlänge, aus der die maximale Dicke abgeleitet wird (BILD 7).

BILD 11 zeigt einen Vergleich des optimierten aeromechanischen SOGV Profils und des nicht strukturellen OGV Referenzprofils auf 50% Kanalhöhe. In BILD 12 sind MISES Ergebnisse beider Profile gezeigt. Die Ergebnisse zeigen deutlich, dass das optimierte Profil einen deutlich erweiterten Arbeitsbereich aufweist und dass die Verluste über einen weiten Bereich deutlich verringert sind, im Auslegungspunkt sind die Verluste ähnlich.

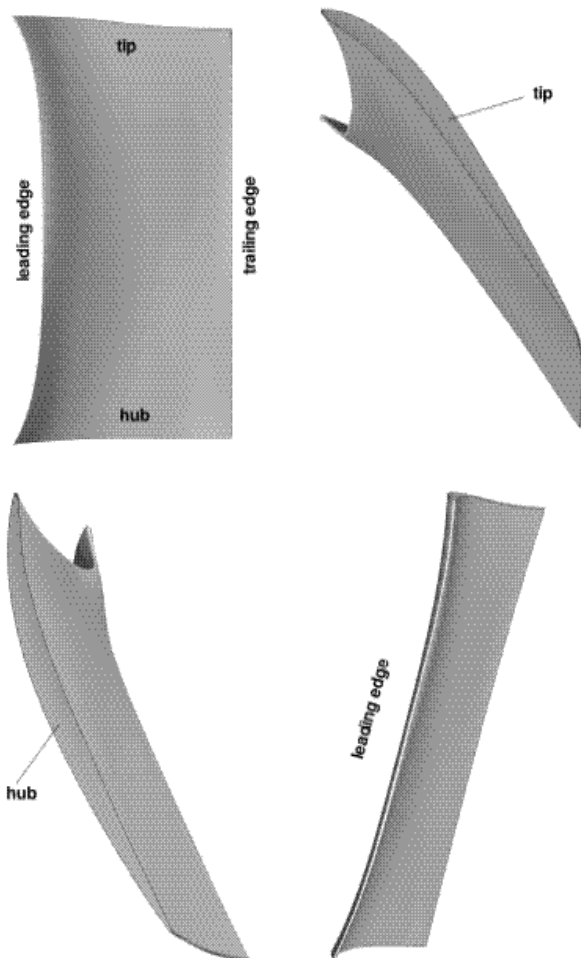


BILD 13: Finales SOGV

Um aus den vier optimierten Profilen ein dreidimensionales Schaufelmodell zu erzeugen, werden die Profile an der inneren und äusseren Wand durch kopieren der Profilparameter (Dickenverteilung, Saugseitenform) des Schnittes bei 10 bzw. 90% erzeugt. Die axiale Länge wird entsprechend der zuvor ermittelten Schaufelform gewählt um den vorgeschriebenen Vorderkantenverlauf zu erreichen, der Profilein- und austrittswinkel werden mit MISES angepasst. Alle weiteren Profilschnitte zwischen den

optimierten Schnitten werden durch Interpolation mit der jeweilig passenden Position von Vorder- und Hinterkante erzeugt. Daraus ergibt sich eine glatte Schaufeloberfläche wie in BILD 13 gezeigt.

4. CFD VALIDIERUNG

Die SOGV Geometrie, die sich aus der strukturellen und der aerodynamischen Optimierung mit 2D (MISES) ergeben hat, wird mit Hilfe einer 3D CFD Rechnung der Fan Stufe des Modular Fan Rigs mit Fan, Splitter, Engine Section Stator, 42 SOGVs und dem Nebenstromkanal (BILD 14) durchgeführt und mit den Ergebnissen einer konventionellen Anordnung aus 44 aerodynamischen OGVs und 10 stromab befindlichen Streben zur Abstützung des Nebenstromkanals auf dem Triebwerkskern – wie es im OPAL Projekt im Modular Fan Rig (BILD 15) getestet wird – verglichen.

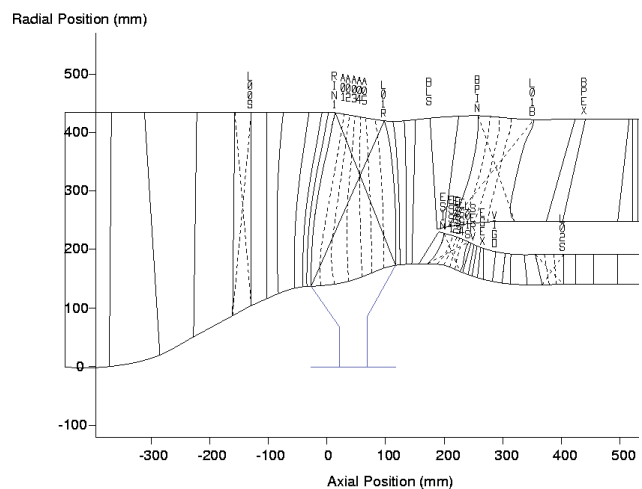


BILD 14: CFD Domäne

Das Netz, das für die CFD Rechnung verwendet wird, ist strukturiert und besteht aus H- und O-Blöcken. Der Vernetzer ist die Rolls-Royce Software PADRAM [8]. Die einzelnen Schaufelreihen (Fan, ESS, OGV) werden als Einzelpassagen vernetzt und mit Mischungsebenen (Mixing-Planes) miteinander verbunden. Das Netz hat ca. 3 Millionen Zellen. Die Rechnungen werden mit der Rolls-Royce 3D RANS CFD Software Hydra [9] im stationären Modus unter Nutzung des Turbulenzmodells von Spalart-Allmaras [10] durchgeführt.

Die Randbedingungen sind am Faneintritt der Totaldruck, die Totaltemperatur sowie die Drall- und Radialwinkelverteilung. Am Austritt des Nebenstromkanals wird ein statischer Gegendruck (radiales Gleichgewicht) so gewählt, dass der gewünschte Fanbetriebspunkt erreicht wird. Der Kern läuft auf einer gleichbleibenden Stromfunktion.

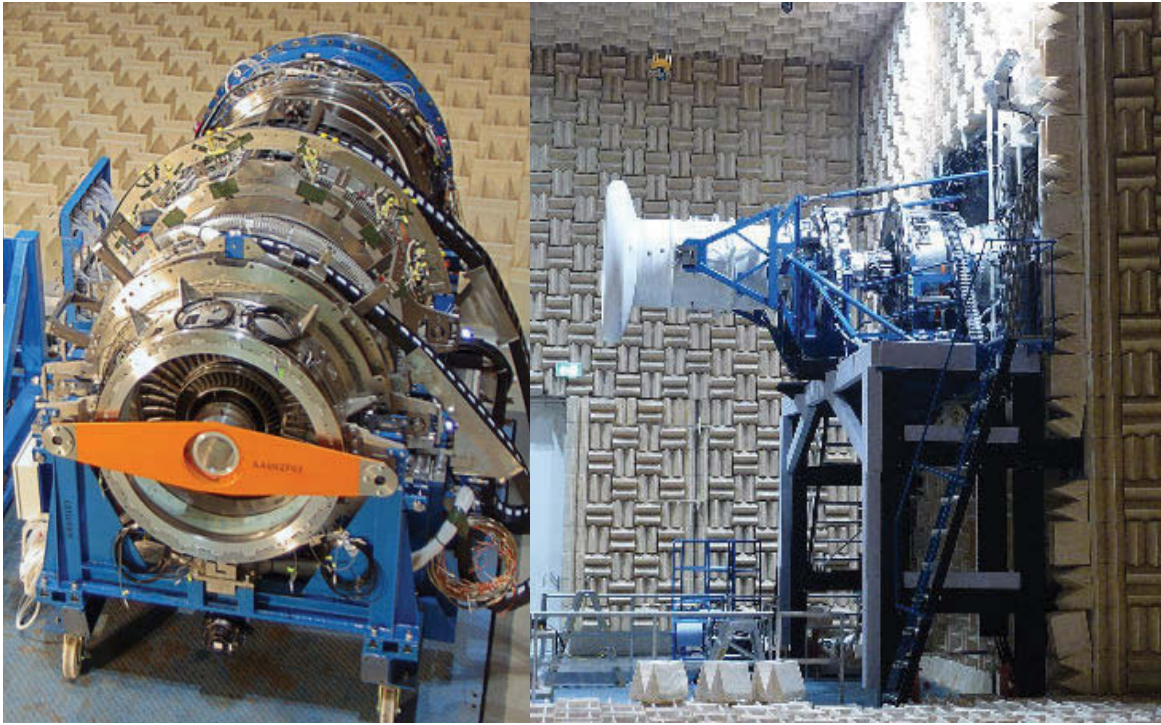


BILD 15: Modular Fan Rig

Der Vergleich des Fan-Kennfeldes für die konventionelle Konfiguration und die neue Konfiguration zeigt, dass der Fan nahezu unbeeinflusst ist von den unterschiedlichen OGV Konzepten. Sowohl der Fanwirkungsgrad als auch die Betriebsstabilität sind gleich.

	SOGVs		OGV+Strebe	
	$\Delta P/P$	$\Delta P/D$	$\Delta P/P$	$\Delta P/D$
OGV	1.09	1.18	1.00	1.00
Strebe	--	--	0.44	0.56
Total	1.09	1.18	1.45	1.44

TAB 1: Verlustübersicht

Die von Hydra vorhergesagten Druckverluste des neuen SOGVs und der konventionelle OGV / Streben Anordnung sind in TAB 1 angegeben, wobei der Verlust des Referenz-OGVs mit 1 angegeben ist. Die SOGV Konfiguration (42 Schaufeln) hat niedrigere Verluste als die Referenz mit 44 OGV Schaufeln und 10 Streben, wobei die SOGV leicht höhere Verluste aufweisen als die OGVs selbst. Dies ist auch erkennbar in der umfangsgemittelten radial aufgelösten Darstellung der Verluste entlang der Schaufelhöhe in BILD 16. Die SOGV haben kleinere Seitenwandverluste am Gehäuse, Grund dafür ist die Vorderkantenfeilung, aber höhere Verluste im Bereich des Schaufelmittelschnitts, hervorgerufen durch die grössere Sehnenlänge und Dicke der SOGV. Insgesamt ist eine signifikante Reduzierung des Druckverlustes zu erkennen, so ist der

Totaldruckverlust $\Delta P/D$ um ca. 20% kleiner verglichen mit der OGV/Streben Konfiguration, was zu einer Reduktion des spezifischen Brennstoffverbrauchs von 0.5% führt.

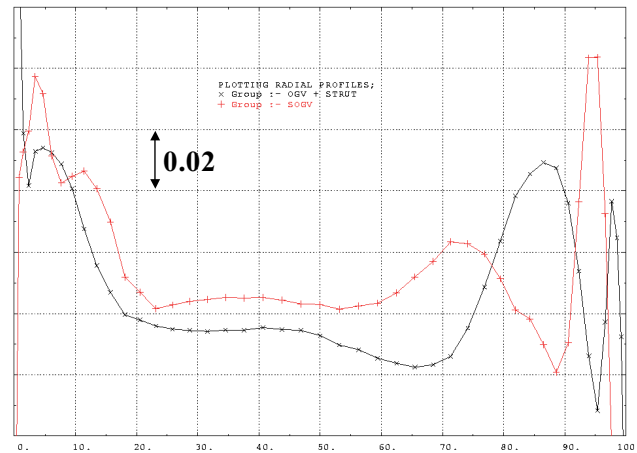


BILD 16: Umfangsgemittelte radiale Verlustverteilung für SOGV (rot) und Referenz-OGV (schwarz)

Der insgesamt geringere Druckverlust resultiert aus der vermiedenen Wechselwirkung zwischen Nachleitrad und Streben, die unter anderem einen signifikanten stromauf Druckeffekt erzeugt, der bei den SOGVs nicht zu beobachten ist, hier ist das stromauf wirkende Druckfeld in Umfangsrichtung nahezu gleichförmig, siehe BILD 17.

BILD 18 zeigt, dass die SOGVs den gleichen Austrittsdrallwinkel liefern wie die konventionellen OGVs. BILD 19 zeigt die Machzahlkonturen in der Schaufelpassage in Nebenstromkanalmitte für

SOGV und OGV. Aufgrund der erhöhten Dicke haben die SOGVs eine leicht erhöhte saugseitige Spitzen-Machzahl und so einen lokal niedrigeren statischen Druck auf der Saugseite.

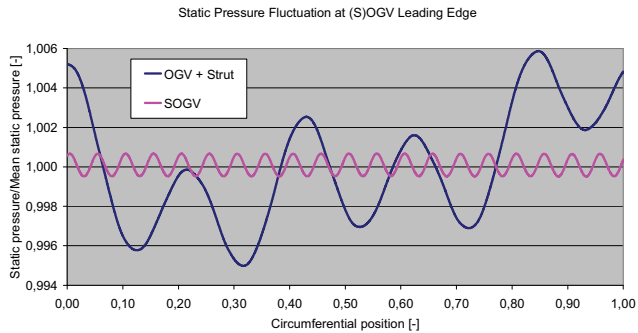


BILD 17: Umfangsverteilung des statischen Drucks am Mittelschnitt stromauf der (S)OGV Vorderkante

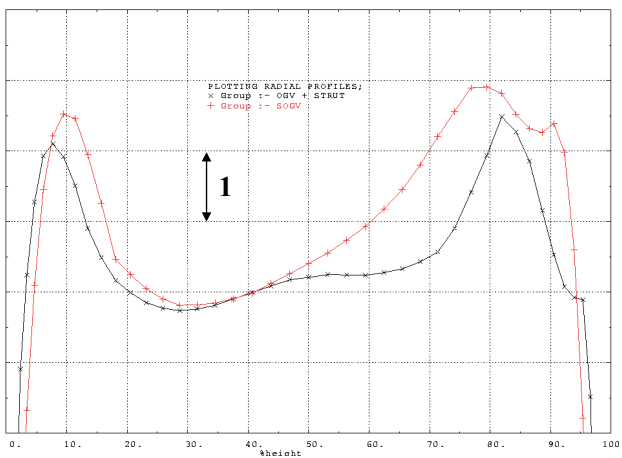


BILD 18: Umfangsgemittelte radiale Abströmwinkelverteilung für SOGV (rot) und Referenz-OGV (schwarz)

Die Verringerung der Druckverluste der SOGV Konfiguration verglichen mit der OGV Konfiguration wird auch durch das Totaldruckfeld stromab im Nebenstromkanal bestätigt (BILD 20). Während die SOGV Konfiguration zwar dickere Nachläufe der Nachleitradschauflern aufweist und auch leicht erhöhte Sekundärströmungen nahe den Seitenwänden zeigt, hat die OGV Konfiguration insgesamt gesehen ein höheres Verlustniveau aufgrund der zusätzlichen Streben, die signifikante Nachläufe und Wechselwirkung mit der Seitenwandgrenzschicht produzieren.

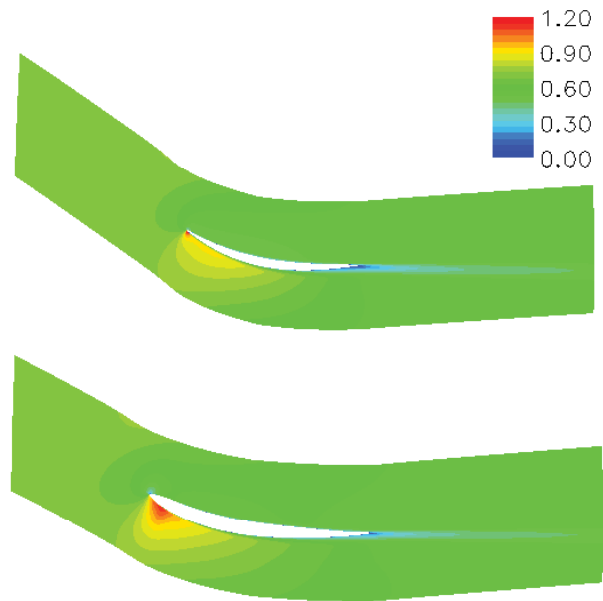


BILD 19: Machzahlkontur im Mittelschnitt des OGV (oben) und SOGV (unten)

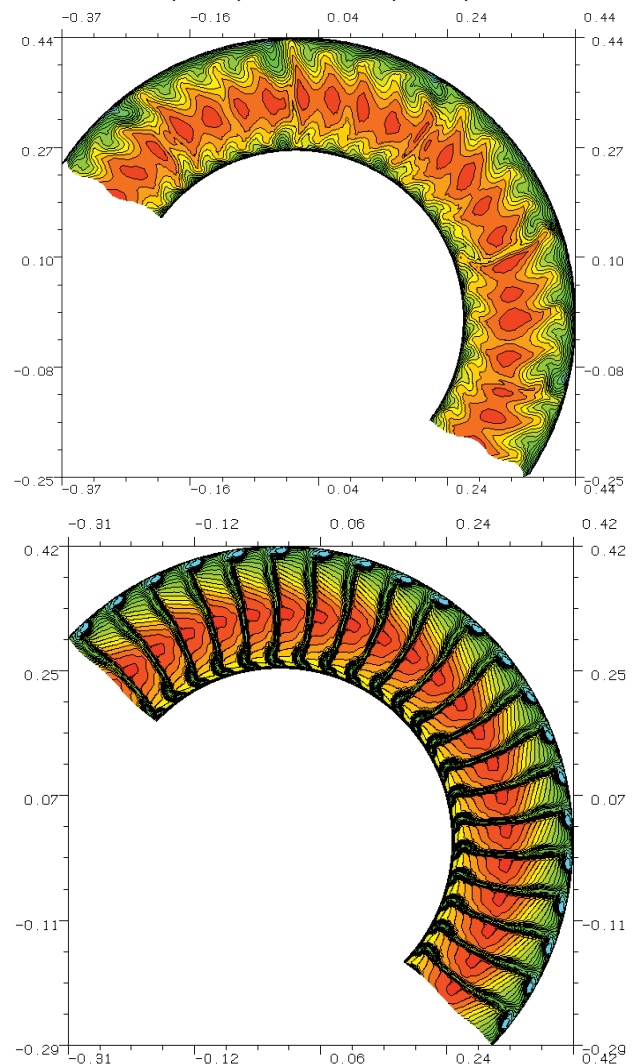


BILD 20: Totaldruck stromab der OGV/Streben (oben) und des SOGV (unten)

5. ZUSAMMENFASSUNG

Das vorliegende Paper beschreibt die aero-mechanische Optimierung eines Fannachleitrades (OGV) im Nebenstromkanal eines modernen Turbofantriebwerkes. Das Nachleitrade dient dazu den Drall aus der Fanströmung in eine axiale Richtung umzulenken und den Triebwerkskern strukturell mit dem Nebenstromkanal bzw. der Triebwerksaufhängung zu verbinden. Um die daraus resultierenden unterschiedlichen Anforderungen zu erreichen, wird der konventionell iterative Entwurfsprozess durch einen multidisziplinären Ansatz ersetzt, der ein aero-mechanisch optimiertes Nachleitrade, basierend auf aerodynamischen und strukturellen Randbedingungen, liefert. Die strukturelle Optimierung wurde mit der Software ABAQUS durchgeführt.

Die Profile des strukturell optimierten OGVs werden aerodynamisch auf vier Profilschnitten optimiert um a) einen minimalen Totaldruckverlust und b) eine möglichst geringe Abweichung des Abströmwinkels von 0 Grad zu erreichen. Die zwei-dimensionalen MISES Rechnungen zeigen, dass der Druckverlust des optimierten strukturellen OGVs ist in der gleichen Größenordnung oder sogar besser als der eines konventionellen nicht strukturellen OGV.

Eine 3D-CFD Nachrechnung des optimierten OGVs in der Fanstufe des Modular Fan Rigs bestätigt die 2D CFD Ergebnisse und liefert im Vergleich zu einer herkömmlichen OGV/Strömen Anordnung deutlich reduzierte Druckverluste. So ist $\Delta P/D$ um ca. 20% geringer und der Triebwerkstreibstoffverbrauch kann um ca. 0,5% reduziert werden.

Die Untersuchung zeigt, dass die Konfiguration mit strukturellen OGVs kleinere Verluste liefert als eine gewöhnliche Anordnung. Darüber hinaus wird gezeigt, dass der neuartige Entwurfsansatz zu einem sehr guten OGV Entwurf führt, der sowohl die aerodynamischen als auch die strukturellen Anforderungen erfüllt.

6. DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich beim Land Brandenburg für die Förderung der Arbeit als Teil des Forschungsprojektes OPAL und beim Management von Rolls-Royce Deutschland Ltd. & Co. KG die Arbeit veröffentlichen zu können.

7. REFERENZEN

[1] Holewa, Kröger, Nicke, Clemen, Herzog, „OPTIMIZATION OF THE STRUTS IN A BYPASS DUCT OF A CIVIL AIRCRAFT ENGINE TO

MINIMIZE THE CIRCUMFERENTIAL PRESSURE VARIATION", ISABE-2009-1152

[2] Clemen, Stark, "COMPRESSOR BLADES WITH SWEEP AND DIHEDRAL: A PARAMETER STUDY", 5th European Conference on Turbomachinery / Prag, Tschechische Republik, 2003

[3] Gustavsson, "DESIGN STUDY OF ADVANCED METALLIC STRUCTURAL INTEGRATED FAN OUTLET GUIDE VANES IN CIVIL JET ENGINES", Master's Thesis, Lulea University of Technology, Department of Applied Physics and Mechanical Engineering, Division of CAD / Lulea, Schweden, 2006

[4] Oessenich, „KOSTEN- UND GEWICHTS-OPTIMIERTE DESIGNKONZEPTSTUDIE EINES INTERMEDIATE COMPRESSOR GEHÄUSES (IMC) FÜR EINES ZUKÜNFTIGE ZWEIWELLEN-TRIEBWERKSANWENDUNG“, Diplomarbeit Rolls-Royce Deutschland Ltd. & Co. KG, Dahlewitz, 2004

[5] Walker, et. al., "ENHANCED EXTERNAL AERODYNAMIC PERFORMANCE OF A GENERIC COMBUSTOR USING AN INTEGRATED OGV/PREDIFFUSER DESIGN TECHNIQUE", ASME Turbo Expo 2006, Barcelona, Spanien, GT2006-90184, Vol. 129, S. 80-93

[6] Voss, Nicke, „AUTOMATISCHE OPTIMIERUNG VON VERDICHTERSTUFEN“, Technische Informationsbibliothek Hannover, Uni Hannover, 2008

[7] Drela, Youngren, "A USER'S GUIDE TO MISES 2.4", MIT Computational Aerospace Sciences Laboratory, 1996

[8] Shahpar, Lapworth, "PADRAM: PARAMETRIC DESIGN AND RAPID MESHING SYSTEM FOR TURBOMACHINERY OPTIMISATION", Paper GT-2003-38698, ASME Turbo Expo, Atlanta Georgia, 16. – 19. Juni 2003

[9] Lapworth, "HYDRA-CFD: A FRAMEWORK FOR COLLABORATIVE CFD DEVELOPMENT", International Conference on Scientific and Engineering Computation (IC-SEC), Singapur, 30. Juni – 02. Juli 2004

[10] Spalart, Allmaras, "A ONE EQUATION TURBULENCE MODEL FOR AERODYNAMIC FLOWS", AIAA Paper 92-0439, 1992