

**Zeitschrift:** Schweizerische Bauzeitung  
**Herausgeber:** Verlags-AG der akademischen technischen Vereine  
**Band:** 92 (1974)  
**Heft:** 11: 19th Annual International Gas Turbine Conference and Products Show: March 31-April 4, 1974, Zürich, Kongresshaus

**Artikel:** Rolls-Royce RB. 211: ein Grosstriebwerk modernster Bauart  
**Autor:** Stevens, James Hay / Künzler, M.  
**DOI:** <https://doi.org/10.5169/seals-72285>

### **Nutzungsbedingungen**

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. [Siehe Rechtliche Hinweise.](#)

### **Conditions d'utilisation**

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. [Voir Informations légales.](#)

### **Terms of use**

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. [See Legal notice.](#)

**Download PDF:** 15.03.2025

**ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, <https://www.e-periodica.ch>**

Von James Hay Stevens †, C. Eng., AFRAe. S., Charing, Ashford, Kent, England. Deutsche Bearbeitung und Ergänzung von M. Künzler, Zürich

## Allgemeines

Das Rolls-Royce RB.211 ist ein Flugzeugtriebwerk modernster Konstruktion; es stellt die Krönung der 25jährigen britischen Erfahrung im Flugmotorenbau dar. Dennoch wurde die hier angewandte Aufteilung des Schubs in einen Mantelstrom und einen Verbrennungsgasstrom bereits von Sir Frank Whittle in einer Patentschrift aus dem Jahre 1937 vorgeschlagen.

Die Entwicklung dieses Triebwerkes wurde von verschiedenen Luftverkehrsgesellschaften eingeleitet, indem sie von der Industrie Flugzeuge für 300 bis 400 Passagiere anforderten, mit denen sie die spezifischen Betriebskosten zu senken beabsichtigten. Die Grösse und das Abfluggewicht solcher Flugzeuge bedingten ihrerseits Antriebseinheiten mit Leistungen zwischen 18000 und 23000 kp Standschub. In den USA gab ferner das Pflichtenheft für ein Langstrecken-Grossraumtransportflugzeug den Anstoss für die Entwicklung eines Militärtriebwerkes dieser Leistungsklasse. Das Projekt gipfelte in der riesigen Lockheed C-5A Galaxie; dieses ist das grösste je gebaute Flugzeug. Im Hinblick auf dieses Projekt entwickelten die beiden führenden amerikanischen Flugmotorenhersteller, Pratt & Whitney und General Electric, grosse Mantelstromtriebwerke, aus denen dann die Zivilausführungen JT 9D und CF 6 entstanden sind und die in den Grossraumflugzeugen Boeing 747 bzw. Douglas DC-10 verwendet werden.

Als Pionier in der Entwicklung und Herstellung von Gasturbinenmotoren, und insbesondere von Mantelstromtriebwerken, war es für Rolls-Royce unerlässlich, Flugmotoren dieser Grössenordnung zu entwickeln. So wurde eine Reihe modernster Triebwerke entworfen, aus der das RB.211 entstand (Bild 1). Dieses wurde endlich im Wettbewerb mit den dortigen Herstellern für das amerikanische Grossraumflugzeug Lockheed 1011 TriStar ausgewählt.

## Das Dreiwellen-Mantelstromtriebwerk

Um Standschubleistungen in der Grössenordnung von 18000 kp zu erzielen und um einen bestmöglichen Wirkungsgrad bei subsonischen Reisegeschwindigkeiten sicherzustellen, muss ein Gebläse mit hohem Nebenstromverhältnis vorgesehen werden. Dieser Bläser setzt eine grosse Luftmasse mit verhältnismässig geringer Geschwindigkeit durch. Im Vortriebsprinzip liegt diese Konstruktion zwischen dem Turbo-prop- und dem reinen Düsentriebwerk.

Um die erforderliche Schubleistung mit einem Turbopropellermotor zu erzielen, müsste dieser etwa 15000 PS leisten. Sowohl das Untersetzungsgetriebe wie auch die Luftschaube würden für diesen Leistungsdurchsatz zu gross und zu schwer. Andererseits wäre ein Einkreisdüsentriebwerk oder ein Mantelstromtriebwerk mit nur kleinem Nebenstromverhältnis bei solchen Leistungen ausserordentlich lärmig; auch würden sie einen zu hohen Brennstoffverbrauch aufweisen.

Entnimmt man aber dem Gasgenerator einen verhältnismässig grossen Anteil der Verbrennungsenergie und treibt damit ein mässig grosses, mehrschaufeliges Gebläse an, so erhält man eine grosse Schubleistung bei geringem Geräuschpegel und günstigem Brennstoffverbrauch. Besonders für den Start und den Steigflug ergibt diese Konstruktion eine grosse Leistung bei sehr niedrigem Verbrauch. Aber auch bei der Reisegeschwindigkeit sind Luftwiderstand, Leistung und Kraftstoffverbrauch günstig.

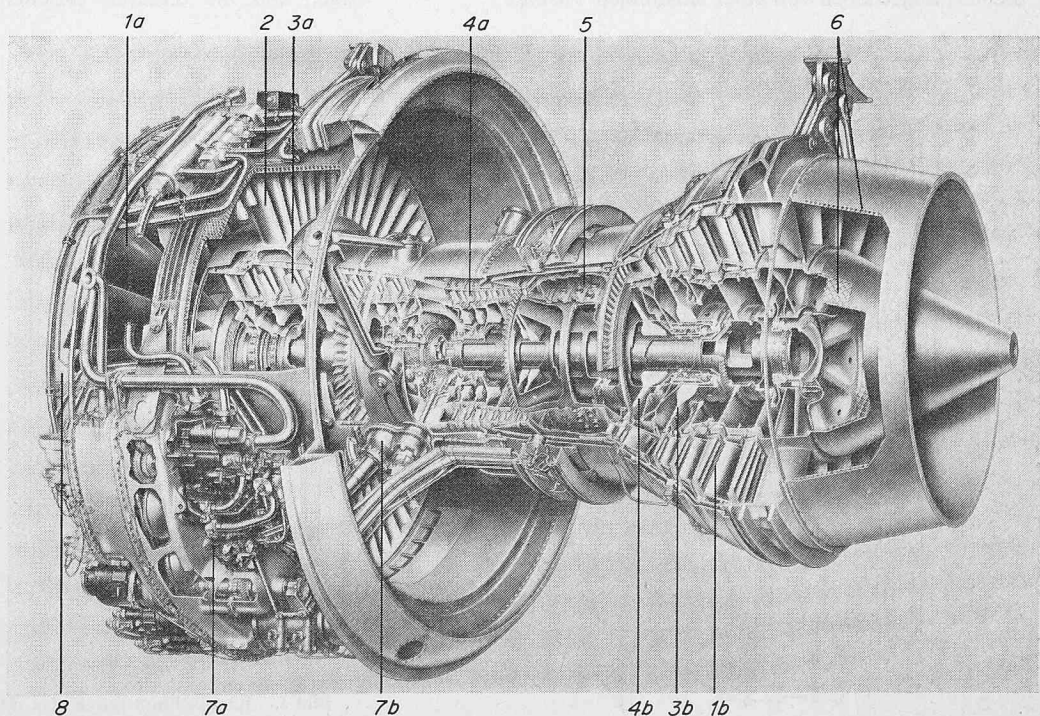
## Die konstruktiven Merkmale

Bei der Entwicklung des Triebwerkes galten die folgenden Ziele:

- eine Verbesserung des spezifischen Brennstoffverbrauchs gegenüber früheren Triebwerken um 25%
- geringer Lärmpegel
- saubere Abgase

Bild 1. Triebwerk Rolls-Royce RB. 211

- 1a Einstufiges, mehrschaufeliges Gebläse ohne Einlassleitschaufeln
- 1b Dreistufige Niederdruckturbinen
- 2 Gebläseauslassleitschaufeln
- 3a Siebenstufiger Mittel-druckverdichter
- 3b Einstufige Mittel-druckturbinen
- 4a Sechsstufiger Hoch-druckverdichter
- 4b Einstufige Hoch-druckturbinen mit luftgekühlten Schaufeln
- 5 Ringförmige Brennkammer mit «Air-Spray»-Brennstoffeinspritzdüsen
- 6 Schallgedämpfter Austrittskanal und -konus
- 7a Hilfsgerätegruppe im Gebläsegehäuse
- 7b Hilfsgeräteantrieb an der Hochdruckwelle
- 8 Schalldämmende Auskleidung von Gebläse und Aussenkanal



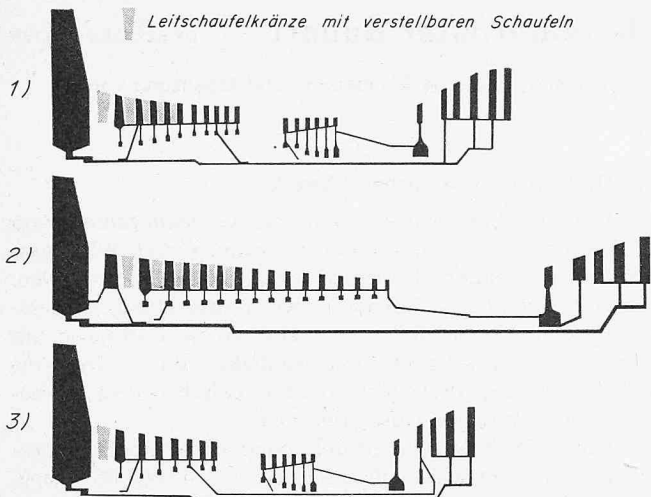


Bild 2. Schematische Darstellung der untersuchten Konstruktionsvarianten

- 1) Zweiwellenkonstruktion mit gesamthaft 23 Stufen. 5 Leitschaufelkränze mit verstellbaren Schaufeln
- 2) Zweiwellenkonstruktion mit gesamthaft 22 Stufen. 6 Leitschaufelkränze mit verstellbaren Schaufeln
- 3) Die gewählte Dreiwellenkonstruktion mit gesamthaft 19 Stufen. Diese erfordert nur einen Leitschaufelkranz mit verstellbaren Schaufeln

- einfachste Wartung
- grosses Schubsteigerungspotential.

Um das erste Ziel zu verwirklichen, wählte man ein Nebenstromverhältnis zwischen 4 und 6:1; die endgültige Ausführung weist ein solches von 5:1 auf. Dazu ist ausserdem ein hohes Druckverhältnis in der Grössenordnung von 25:1 im Gasgenerator erforderlich. Dies bedingt wiederum etwa 16 bis 17 Verdichterstufen. Um die geforderte Startleistung sicherzustellen, muss der Bläser etwa 500 kg Luft/s durchsetzen.

Drei Konstruktionsvarianten wurden in Betracht gezogen (siehe die schematische Darstellung in Bild 2):

1. Eine Zweiwellen-Ausführung mit einem einstufigen Bläser und zehn Niederdruckstufen, angetrieben von einer fünfstufigen Turbine, sowie ein sechsstufiger Hochdruckverdichter, angetrieben von einer einstufigen Turbine.

2. Eine Zweiwellen-Ausführung, bei der der Bläser und eine Niederdruckverdichterstufe von einer dreistufigen Turbine angetrieben werden, und ein fünfzehnstufiger Verdichter, der von einer zweistufigen Turbine angetrieben wird. Ein solcher Verdichter würde mindestens sechs Stufen mit verstellbaren Leitschaufeln erfordern, um Strömungsabriss bei niedrigen Geschwindigkeiten zu vermeiden.
3. Eine Dreiwellen-Ausführung, bei der eine dreistufige Turbine den Bläser antreibt, ein siebenstufiger Mitteldruck- und ein sechsstufiger Hochdruckverdichter, die jeweils von einer einstufigen Turbine angetrieben werden.

Die ersten zwei Konstruktionsvarianten hätten 23 bzw. 22 Rotorstufen erfordert; dadurch wären die Motoren länger, aufwendiger und weniger starr geworden als beim gewählten Dreiwellenkonzept. Diese Konstruktion ergibt eine ausserordentlich kompakte, einfache und starre Bauweise (Bild 3). Sie hat ausserdem den Vorteil, dass die Drehzahl der ersten Verdichterstufe nicht durch die Blattspitzengeschwindigkeit des Bläfers beschränkt wird, wie es bei der Ausführung 2 der Fall gewesen wäre. Bedenken wegen der grösseren Anzahl Lager, die durch die drei konzentrischen Wellen erforderlich werden, traten nicht auf. Rolls-Royce hatte bereits grosse Erfahrung mit luftgekühlten, vibrationsdämpfenden Lagern mit Quetschfilm.

### Starres Motorgehäuse

Bei einigen der ersten Bläsertriebwerke mit hohem Nebenstromverhältnis gaben Verformungen im Betrieb Anlass zu Störungen. Wird das Gehäuse wirklich starr ausgebildet, so vermindert sich der Verschleiss der kritischen Luftdichtungen (meist als Labyrinthdichtungen ausgeführt) erheblich; es sind weniger oder keine Störungen zu erwarten, und die Triebwerksleistung bleibt konstant.

Die Dreiwellenanordnung erlaubt den Bau eines kurzen und starren Gasgenerators. Die Lager sind genau fixiert mittels Mehrfachspeichen, die verhindern, dass der Motor infolge Belastung unrund wird. Verstärkungsringe mit grossem Querschnitt verteilen die Betriebsbelastungen gleichmässig entlang des Triebwerksumfanges. Das Bläsergehäuse und die Gebläseauslass-Leitschaufeln bilden mit dem Gasgenerator eine starre Einheit, die mit zwei A-förmigen Rahmenverbindungen an der Zelle befestigt ist. Die Anordnung der Lager und die dadurch erzielten, verhältnismässig kurzen

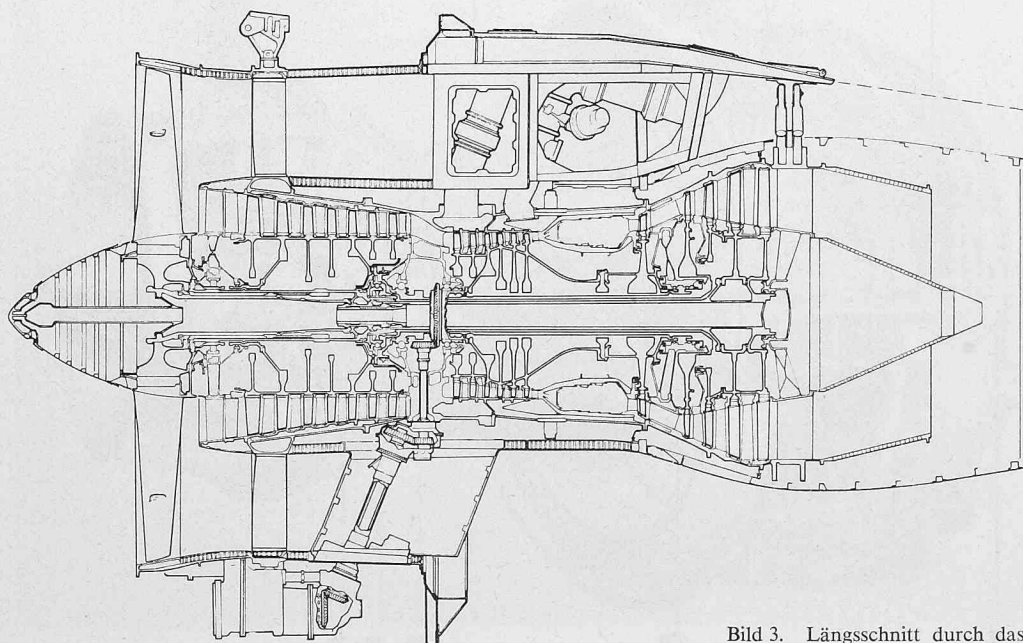


Bild 3. Längsschnitt durch das Triebwerk Rolls-Royce RB. 211

Wellenabschnitte zwischen den Lagerstellen vermindern die nachteiligen Wirkungen allfälliger Gehäusedurchbiegungen.

Obwohl das RB.211 drei Wellen aufweist, ist die Lagerung der rotierenden Teile sehr ähnlich ausgeführt worden wie bei den beiden bewährten Zweiwellentriebwerken Conway und Spey der gleichen Firma (s. SBZ 88 [1970], H. 49, S. 1150-53). Die Hauptdrucklager sind im Gehäuse des Mitteldruckverdichters gruppiert. Das Triebwerk weist ein einziges Wellenzwischenlager auf: das Kugellager zwischen Niederdruck- und Mitteldruckwelle. An jedem Ende der Niederdruckwelle, nahe beim Bläser bzw. der Turbine, befindet sich ein Rollenlager. Die Rollenlager der Hochdruck- und Mitteldruckwellen befinden sich zwischen den Verdichterscheiben. Beide Lager des kurzen Hochdrucksystems wurden möglichst weit entfernt von der Brennkammer angeordnet.

### Die Wellenlager

Es sind vier Lagertypen vorgesehen; deren Ausführung ist weitgehend gleich. Sie bestehen aus dem äusseren Lagering, dem Käfig und den Rollen bzw. den Kugeln. Die inneren Laufflächen werden von den Wellen selbst gebildet.

Der Aussenring sitzt im Gehäuse mit Gleitsitz; das Radialspiel beträgt rund  $18 \mu\text{m}$ . Dem Lagergehäuse wird Drucköl zugeführt; dieses dient der radialen Abstützung des Ringes und bildet den sog. Quetschfilm. Es sorgt für hydraulische Dämpfung und verhindert die Übertragung von Vibrationen über das Lager. Die axiale Bewegung des Lagerringes wird durch Feststellnocken verhindert.

Von besonderem Interesse sind die Käfige dieser Lager. Sie bestehen aus hochgekohltem Stahl und sind auf  $87$  bis  $102 \text{ kp/mm}^2$  wärmebehandelt und anschliessend silberplattiert. Die zwischen  $0,02$  und  $0,03 \text{ mm}$  dicke Plattierung bietet eine Oberfläche mit äusserst geringem Reibungswiderstand, was in Anbetracht der hohen Umfangsgeschwindigkeiten wichtig ist.

Das Frontlager, unmittelbar hinter dem Bläser, hat 21 Rollen von  $28 \text{ mm}$  Durchmesser (Bild 4); der Aussendurchmesser des Lagers beträgt rund  $329,5 \text{ mm}$ . Die Hoch- und Mitteldruckturbinenlager sind gleich und haben ein gemeinsames Gehäuse; jedes weist 42 Rollen von  $11 \text{ mm}$  Durchmesser auf. Der Aussenring hat einen Durchmesser von  $254 \text{ mm}$ . Das Niederdruckturbinenlager weist 33 Rollen von  $11 \text{ mm}$  Durchmesser auf; Aussendurchmesser  $212 \text{ mm}$ .

### Flexibilität im Einsatz

Da das Gebläse und die beiden Verdichter mit ihren Antriebsturbinen voneinander unabhängig sind, kann jedes System nahe der optimalen Drehzahl gefahren werden. Damit erhält man einen besseren Wirkungsgrad mit einer entsprechend höheren Leistung je Stufe. Das angestrebte Druckverhältnis erfordert somit weniger Verdichterstufen. Das Triebwerk wird aber auch flexibler und unempfindlicher gegenüber Betriebszuständen, die von den Bemessungsparametern abweichen. Dies wird schon dadurch ersichtlich, dass die gesamten Fluggeschwindigkeits- und Drehzahlbereiche mit nur einer Stufe mit verstellbaren Leitschaufeln gefahren werden können.

Diese Triebwerkseigenschaften wirken sich auch auf das einfache Leistungsregelsystem aus. Der Pilot verfügt über einen einzigen Leistungshebel, der lineare Schubregelung über den gesamten Bereich ermöglicht. Unabhängig von der Stellung des Hebels sorgen Temperatur- und Drehzahlbegrenzer automatisch dafür, dass die zulässigen Werte nicht überschritten werden. Zum Durchstarten oder im Notfall kann der Leistungshebel schlagartig auf vollen Schub gestellt werden, ohne dass die Drücke, Temperaturen und Drehzahlen diese Werte überschreiten. Der Motor erreicht vom Leerlauf aus  $95\%$  seiner Höchstleistung in nur  $5$  Sekunden.

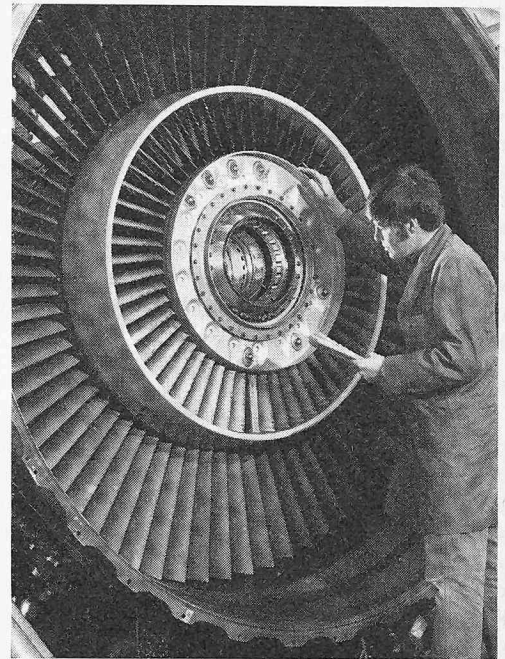


Bild 4. Ein Hauptwellenlager, das den Bläser des RB. 211 abstützt, wird beim Hersteller geprüft

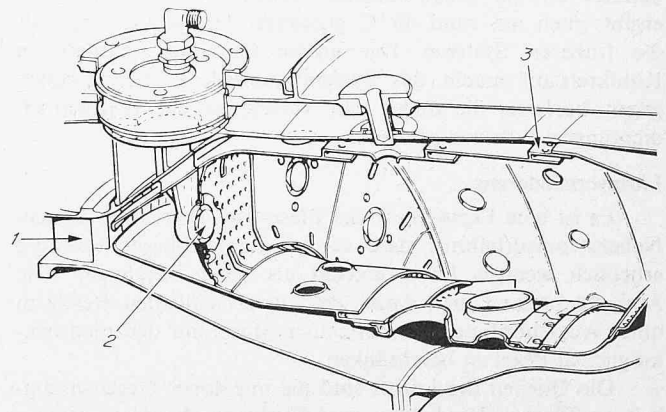


Bild 5. Schematische Schnittdarstellung der Ringbrennkammer

- 1 Aerodynamisch optimierter Einlass
- 2 Neu entwickelter Brenner mit Air-Spray-Düsen
- 3 Kühlstreifen

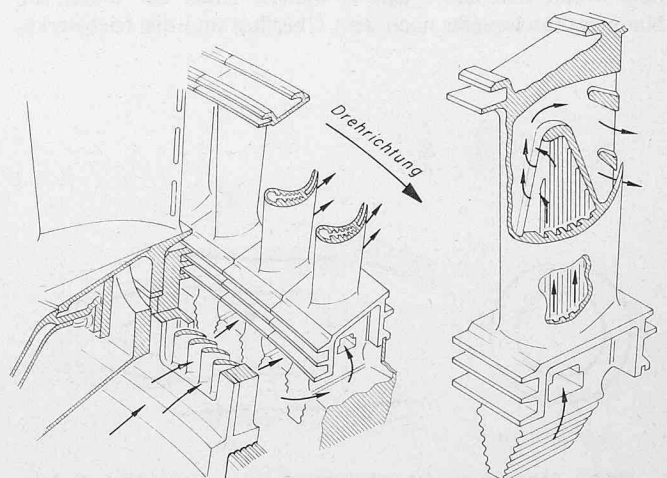


Bild 6. Kühlung der Hochdruckturbinenschaufeln. Links: Der Luftstrom wird durch Leitschaufeln beschleunigt und in die Drehrichtung der Turbine umgelenkt. Rechts: Die Kühlluft strömt mit hoher Geschwindigkeit im Schaufelinneren gegen die Eintrittskante (Prallkühlung) und tritt durch Schlitze an der Austrittskante hinaus

## Verbrennung und Rauchentwicklung

Um eine möglichst vollständige Verbrennung des Kraftstoffes zu erzielen, wurde eine neue Ringbrennkammer entwickelt und zusammen mit einem neuartigen Einspritzsystem eingesetzt (Bild 5). Die Brennkammer bildet eine aerodynamisch gut ausgebildete Verlängerung des Verdichterauslasses. Die 18 Einspritzdüsen vom Typ «Air-spray» gewährleisten die vollständige Zerstäubung des Brennstoffes in einem schnellen Luftstrom, bevor er in den Brennraum gelangt. Dies bewirkt ein optimales Brennstoff/Luft-Gemisch und eine gleichmässige Verbrennung über den gesamten Leistungsbereich des Triebwerkes.

## Kühlung der Turbinen

Die Hochdruckturbinenschaufeln sind luftgekühlt (Bild 6). Zu diesem Zweck wird Luft von der dritten Hochdruckverdichterstufe abgezweigt, zwischen der Innenwand der Brennkammer und der Hochdruckwelle hindurch und anschliessend durch die hohlen Schaufeln geleitet. Der Luftstrom wird, durch Leitschaufeln beschleunigt, in die Drehrichtung der Turbine umgeleitet (Bild 6, links) und dem Kranz des Turbinenläufers zugeführt. Infolge der Expansion verringert sich die Lufttemperatur um 70 bis 100 °C, bevor sie an die Schaufelwurzeln gelangt. Alsdann strömt die Kühlluft mit hoher Geschwindigkeit im Schaufelinneren gegen die Eintrittskante (Prallkühlung) und tritt durch Schlitze an der Austrittskante hinaus. Diese Kühlungsart ergibt einen um rund 40 °C grösseren Temperaturabfall als die früheren Systeme. Der grosse Gesamtdruckabfall im Kühlkreislauf macht das System ausserdem unempfindlich gegen Verluste, die durch den Verschleiss der Blattwurzel-dichtungen auftreten können.

## Lärmverminderung

Es ist eine Eigenschaft des Bläsertriebwerkes mit hohem Nebenstromverhältnis, dass es bei vergleichbarer Leistung erheblich weniger Lärm erzeugt als seine Vorgänger. Die Aufgabe bestand also darin, den unvermeidlichen Restlärm unter Ausschöpfung aller bekannter Mittel auf den niedrigstmöglichen Pegel zu beschränken.

Die Quellen des Lärms sind die mit hoher Geschwindigkeit an Bläser-, Verdichter- und Turbinenschaufeln entlangströmende Luft und die Geschwindigkeit der Schubströme (Abgas- und Bläserstrom) im Verhältnis zur Umgebungsluft.

Für einen Beobachter am Boden liegt die Lärmspitze eines Mantelstromtriebwerkes unmittelbar nach dem Überflug. Wenn sich das Flugzeug nähert, bildet der Bläser die Hauptgeräuschquelle, nach dem Überflug sind die triebwerks-

inneren Geräusche sowie die, die aus Gebläse- und Abgasstrom stammen, wahrnehmbar.

Beim RB.211 wurde der Gebläselärm auf ein Mindestmass beschränkt durch Verwendung einer einstufigen Einheit und durch Verzicht auf Einlassleitschaufeln. Ausserdem wurde der Auslassleitschaufelkranz etwas zurückversetzt angeordnet und die Anzahl der Schaufeln in bezug auf Lärm-entwicklung optimiert.

Der triebwerksinnere Lärm konnte durch verschiedene Massnahmen verringert werden: Die Zwischenräume zwischen den rotierenden und den festen Schaufelkränzen wurden so gross wie möglich gewählt; auch die Anzahl Schaufeln und deren Sehnenlänge wurden nach Geräuschentwicklung und Wirkungsgrad optimiert. Damit konnten sowohl die unerwünschten Frequenzen «ausgesiebt» wie auch der gesamte Geräuschpegel niedrig gehalten werden.

Um die Abstrahlung des restlichen triebwerksinneren Lärms weitgehend zu vermeiden, wurde die Triebwerksgondel mit schallabsorbierenden Verschalungen ausgekleidet (Bild 7). Diese bestehen aus einer perforierten Innenwand, einem Kern aus «Honigwaben» und einer nicht gelochten Aussenwand. Die Waben bilden eine Anzahl Dämpferkasten, deren Abmessungen auf die vorherrschenden Frequenzen ausgerichtet sind. Die den Gebläsekanal und das Triebwerk umgebenden Verschalungen sind aus einer Leichtmetalllegierung hergestellt; deren Kern besteht entweder aus Aluminium oder aus kunstharz imprägniertem Papier. Im Strahlrohr bestehen sie aus hochwarmfesten Legierungen.

Düsenlärm, Mantelstrom- und Abgasgeräusche sind nicht so stark wie in den Bläsertriebwerken der ersten Generation, weil ihre Luft- und Gasschubströme wesentlich geringere Geschwindigkeiten aufweisen. Der Gebläseluftstrom fliesst mit etwa 275 m/s und die Abgase mit rund 380 m/s, verglichen mit 550 m/s der gemischten Abgase eines Triebwerkes mit einem Mantelstromverhältnis von 1:1.

Um den Bläserlärm während des Anfluges zu verringern, wird die Drehzahl durch die Verkleinerung des Strahlrohrquerschnittes herabgesetzt, eine Massnahme, die nur beim Dreiweltriebwerk ergriffen werden kann. Vier bewegliche Klappen verkleinern den Düsenquerschnitt zu einem senkrechten Rechteck (siehe Bild 8). Der grösste Lärm wird dabei senkrecht zur längeren Achse ausgestrahlt. Mit dieser Einrichtung verstärkt sich leicht der Düsenlärm, weil die Geschwindigkeit der Bläserluft im Verhältnis zur Umgebungsluft etwas erhöht wird; gesamthaft erreicht man jedoch eine Lärminderung von rund 3 EPNdB. Die Klappen öffnen sich automatisch, falls der Pilot durchstarten oder aus anderen Gründen die Schubleistung erhöhen müsste.

## Die Schubumkehranlage

Die Schubumkehr ist für das Abbremsen moderner Grossflugzeuge unerlässlich. Bei Bläsertriebwerken mit hohem Mantelstromverhältnis genügt es, wenn der Gebläsestrom umgekehrt wird. Da es sich dabei um kalte Luft handelt, treten keine nachteiligen Auswirkungen auf die Leichtmetallkonstruktion auf.

Beim RB.211 wird die Umkehr des Luftstromes durch Leitschaufelkaskaden bewirkt, die in der äusseren Schale des Gebläsekanals eingebaut sind (Bilder 9 und 10). Wenn der Pilot die Schubumkehr einleitet, betätigen Druckluftmotoren biegsame Antriebe, die die äusseren Verschalungen zurückschieben und durch Klappen den Gebläsekanal verschliessen (Bilder 9 und 11). Zugleich werden Störklappen in den Verbrennungsgasstrom geschoben, um dessen Schub zu neutralisieren.

## Wartung und Inspektion

Für das Triebwerk RB.211 wählte Rolls-Royce die Modulbauweise. Das Triebwerk ist aufgeteilt in sieben

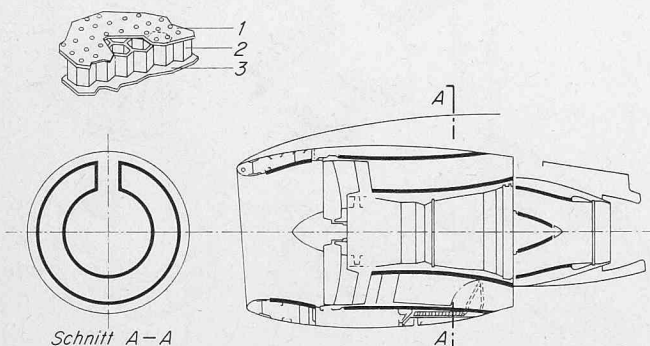
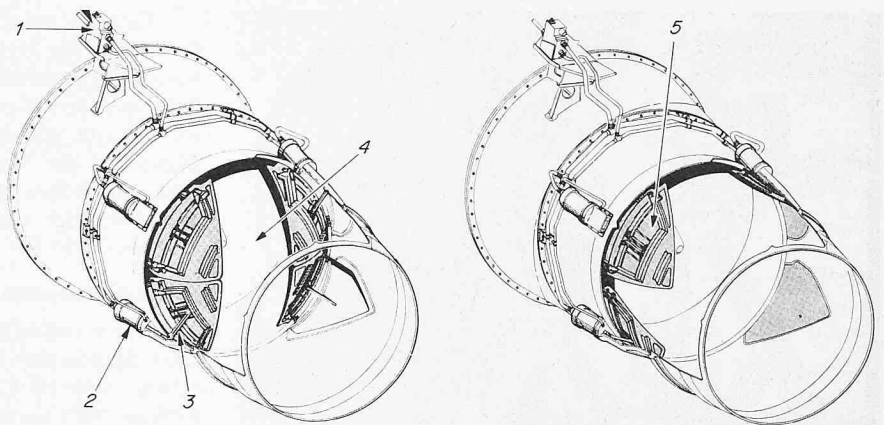


Bild 7. Anordnung der schallschluckenden Verschalungen beim Triebwerk RB. 211. Die Gesamtfläche beträgt 18,5 m<sup>2</sup>. Links oben: Darstellung der wabenförmigen Konstruktion der Verschalung

- 1 Perforierte Innenwand
- 2 Honigwabe
- 3 Verstärkungshaut (Aussenwand)

Bild 8a. Einzelheiten der Zweistellungsabgasdüse. Diese verringert die Gebläsedrehzahl im Anflug und vermindert den Gesamtlärm. Links Anflugstellung, rechts normale Flugstellung

- 1 Elektropneumatisches Steuerventil
- 2 Klappenstellglied
- 3 Klappenbetätigungsgestänge
- 4 Düse mit verringertem Querschnitt (Klappen ausgefahren)
- 5 Klappen eingefahren



Moduln (Bild 12). Die meisten dieser Baugruppen können ausgewechselt werden, ohne das man das Triebwerk ausbauen muss. Mit dieser Bauart wird im Wartungsablauf der Übergang von den festen Zeiten zwischen den Überholungen auf ein zustandsbedingtes Programm vollzogen. Mit Hilfe von fest eingebauten Führungsschienen können die meisten Hauptbaugruppen in wenigen Stunden ausgetauscht werden.

Als Ergänzung dieser Zustandswartung wurden besondere Inspektionssysteme eingeführt. Detektoren zeigen dem Piloten während des Fluges Stahlabriebserscheinungen im Lagerschmieröl an, bevor grössere Schwierigkeiten aufkommen. Auch zeigen Schwingungsdetektoren in den Triebwerkshalterungen sofort jede abnormale Vibration im Motor an. An verschiedenen Stellen sind Bohrungen angebracht worden, um bei eingebautem Triebwerk mit Hilfe von Endoskopen die gesamte Beschauelung und die Brennkammer zu kontrollieren. Ferner besteht die Möglichkeit, Radioisotope in die Hohlwellen einzuführen, um Röntgenaufnahmen aller Triebwerksabschnitte zu machen.

Der Hersteller empfiehlt für die ständige Überwachung des Zustandes und der Leistung der Triebwerke den Einbau der Datenverarbeitungsanlage AIDS (Airborne Integrated Data System).

Die bisherigen Erfahrungen von Luftverkehrsgesellschaften, die das Lockheed-TriStar-Flugzeug im Einsatz haben, bestätigen die ausgezeichnete Zugänglichkeit zu allen Teilen des Triebwerkes und schätzen die dadurch erzielten Einsparungen an Wartungskosten auf etwa 20%.

Selbst die grössten bisher aufgetretenen Schwierigkeiten (Bruch zweier Titan-Blärscheiben im Dezember 1972 und im Januar 1973) bestätigten die Vorteile des neuen Konzepts. Der Austausch der Blärscheiben erforderte durchschnittlich nur 5 1/2 Stunden.

### Die Konstruktion des Gebläses

Vollständigkeitshalber soll an dieser Stelle noch auf die ursprünglich geplante Konstruktion des Blärs eingegangen werden. Ein wesentliches Merkmal des Blärs war die Verwendung von Hyfil für dessen Schaufeln. Es handelt sich dabei um einen ausserordentlich starken, starren und leichten kohlenfaserverstärkten Kunststoff. Die aus Hyfil hergestellten Schaufeln erwiesen sich als stark genug, um dünn gestaltet zu werden; auf den Einsatz von schwingungsdämpfenden Vorrichtungen konnte verzichtet werden, und die anfänglichen Erosionsschwierigkeiten waren überwunden. Doch erwiesen sie sich als nicht genügend bruchsicher, besonders bei Kollisionen mit grösseren Vögeln.

Aus diesem Grund wurde die Entwicklung des Blärs mit Titanschaufeln, die parallel zur Hyfil-Entwicklung lief, vorangetrieben, um damit die Versuchs- und die Produktionstriebwerke zu versehen (Bild 13).

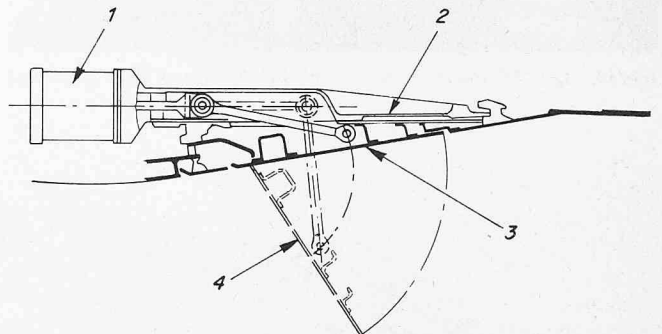


Bild 8b. Einzelheiten des Klappenstellmechanismus

- 1 Stellglied
- 2 Kegelförmiges Gehäuse
- 3 Klappen in Ruhestellung
- 4 Klappen ausgefahren

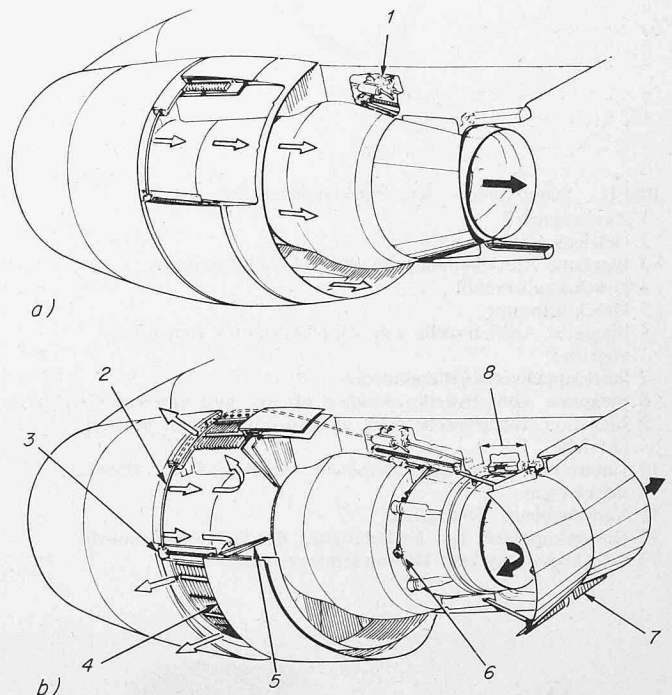


Bild 9. Einzelheiten der Schubumkehrinrichtung

- a) Normale Schubstellung
- b) Schubumkehrstellung

- 1 Druckluftmotor mit biegsamen Antrieben für die Betätigung der Gebläseschubumkehr und der Abgasstörklappen
- 2 Antrieb für die Gebläseschubumkehr
- 3 Getriebe mit Betätigungsspindel (sechs Positionen)
- 4 Nach hinten verschobene Verschalung. Damit werden die Umkehrklappen betätigt und die Kaskaden freigelegt
- 5 Umkehrklappen geschlossen
- 6 Verriegelung der Störklappen
- 7 Störklappen ausgefahren
- 8 Die Störklappen werden durch ein unteres und ein oberes Getriebe und Gewindespindeln betätigt

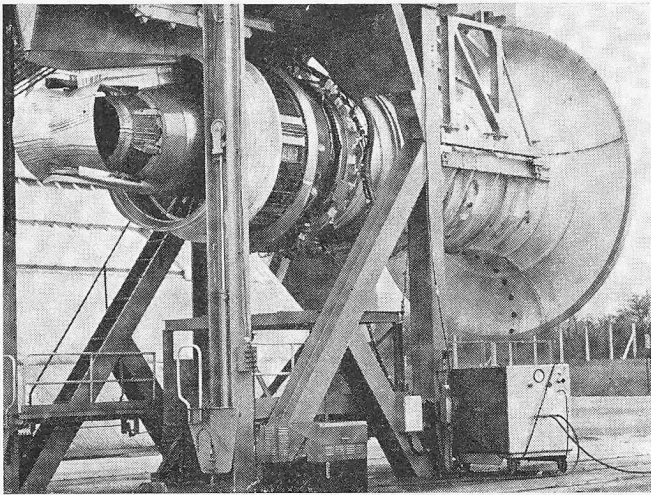


Bild 10. Das Triebwerk in Schubumkehrstellung auf dem Prüfstand

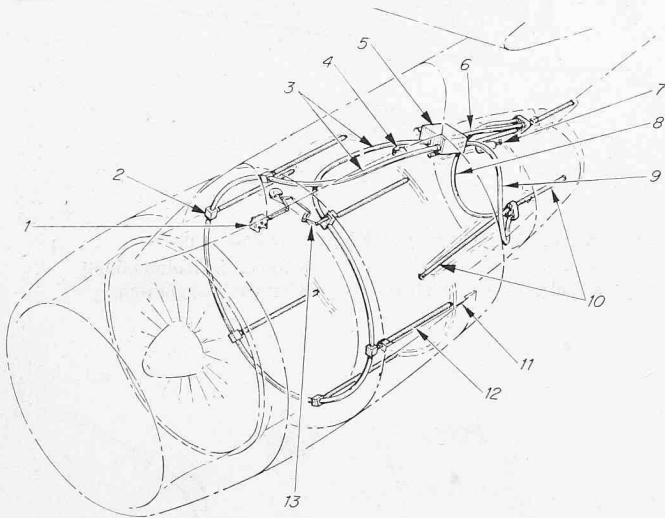


Bild 11. Schubumkehr- und Störklappenantrieb

- 1 Zweiwegventil
- 2 Getriebe (sechs Stück)
- 3 Biegsame Antriebswellen für die Gebläseluftumkehr
- 4 Druckregulierventil
- 5 Druckluftmotor
- 6 Biegsame Antriebswelle vom Druckluftmotor zum oberen Getriebe
- 7 Störklappenverriegelungsantrieb
- 8 Biegsame Antriebswelle zwischen oberem und unterem Getriebe
- 9 Biegsame Antriebswelle vom Druckluftmotor zum unteren Getriebe
- 10 Untere und obere Gewindespindel zum Antrieb der Heissluftstörklappen
- 11 Verschiebbare Verschalung
- 12 Gewindespindeln für die Betätigung der Gebläseluftumkehr
- 13 Rückkoppelung zum Brennstoffmengenregler

Es steht ausser Zweifel, dass die riesigen Entwicklungskosten für die Hyfil-Schaufeln, die die Voraussagen um das Vielfache übertroffen haben, einen ausschlaggebenden Einfluss auf den Konkurs des ursprünglichen Unternehmens Rolls-Royce gehabt haben. Doch darf man sagen, dass die Mühe und der Mut jener Ingenieure nicht umsonst gewesen sind. Sie haben die Technik um einen neuen Werkstoff bereichert, der vielversprechend zu sein scheint, wenn auch vielleicht nicht für die Herstellung von Verdichterschaufeln.

#### Das Schubsteigerungspotential

Die ursprüngliche Serienausführung RB.211-22C erzeugt einen Standschub von 19000 kp bis zu einer Umgebungstemperatur von 19 °C (bei 29 °C sind es rund 17600 kp). Seit Februar 1973 ist die Ausführung - 22B verfügbar; sie erzeugt einen Standschub von 19000 kp bis zu einer Umgebungstemperatur von 29 °C (ISA + 14 °C). Dies wurde erreicht, ohne die Turbineneintrittstemperatur von rund 1490 °K (rund 1220 °C) zu erhöhen.

Um den linearen Verlauf der Standleistung um 10 °C zu erhöhen und somit auch an heissen Tagen einen Abflug mit voller Zuladung zu ermöglichen, sind mehrere Detailänderungen, vornehmlich im heissen Teil des Triebwerkes, eingeführt worden. Die Kühlung der Hochdruckturbinenschaufeln wurde verbessert (das Kühlsystem wurde beibehalten), ebenso ist die Kühlung am Eintrittsdüsenkranz der Hochdruckturbinen verstärkt worden. Die Spaltöffnungen zwischen den Deckbandsegmenten der Hochdruckturbinen wurden verkleinert und die Spaltabdichtungen verbessert. Ferner sind geringfügige Änderungen an einigen Verdichterschaufeln nötig geworden.

Die Belieferung der Luftverkehrsgesellschaften mit Umrüstätzen ist ebenfalls Anfang 1973 angelaufen, so dass nunmehr praktisch alle Triebwerke der Ausführung - 22 C in - 22 B abgeändert sein dürften.

Zurzeit befindet sich die Ausführung RB.211 - 24 auf dem Prüfstand (Bilder 14 und 15). Sie soll im Frühjahr 1975 verfügbar sein und bei einer Umgebungstemperatur von 29 °C einen Standschub von rund 21800 kp erzeugen. Diese Ausführung wird einen neuen Bläser für höheres Druckverhältnis erhalten (der Schaufelspitzenradius bleibt unverändert), der Einlauftring und die Beschaufelung des Mitteldruckverdichters werden für einen um 9% erhöhten Durchsatz geändert. Die Schaufeleinstellung des Hochdruckverdichters wird dem um 7,5% erhöhten Durchsatz angepasst. Die Kühlung der Eintrittsdüsen und der Schaufeln der Turbinen werden nochmals verbessert, um der auf 1550 °K (rund 1280 °C) erhöhten Turbineneintrittstemperatur Rechnung zu tragen. Die Grösse und die Form des Abgasrohres werden dem höheren Durchsatz angepasst bzw. optimiert.

Schliesslich sieht das Programm eine für annähernd 25000 kp Schub bei 29 °C bemessene Ausführung - 25 vor. Dazu sind ein grösserer Bläser und eine vierstufige Nieder-

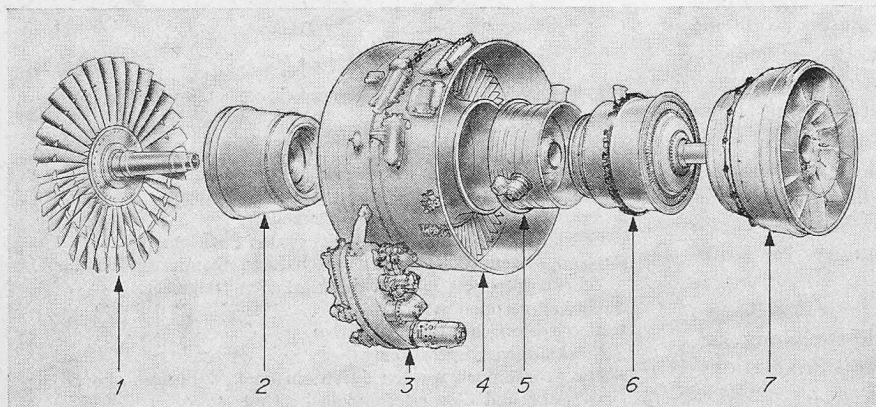


Bild 12. Das Triebwerk ist in sieben Modulen aufgeteilt. Die meisten können ohne Ausbau des Triebwerkes ausgetauscht werden

- 1 Gebläsebaugruppe
- 2 Zwischendruckverdichter
- 3 Äusseres Getriebe
- 4 Bläsergehäuse
- 5 Zwischengehäuse
- 6 Hochdruckbaugruppe
- 7 Zwischen- und Niederdruckturbinen

druckturbine vorgesehen. Es soll der Gasgenerator der Ausführung – 24 verwendet werden. Die Turbineneintrittstemperatur wird abermals erhöht; sie soll etwa 1600 °K (rund 1325 °C) betragen.

#### Einige Daten aus der Geschichte des Triebwerkes

*März 1970.* Flugerprobung mit einer zum fliegenden Prüfstand umgebauten VC 10. Hier ersetzt das neue Triebwerk zwei der vier am Heck angeordneten R–R-Conway.

*September 1970.* Am 1. des Monats erfolgte der «Rollout» des ersten Grossraumflugzeuges Lockheed 1011 TriStar, das mit drei Triebwerken RB.211 ausgerüstet ist.

*Juli 1971.* Mit den Prototypen der TriStar werden 1000 Flugstunden überschritten.

*November 1971.* Die vier fliegenden TriStar-Prototypen erreichen eine Flugzeit von gesamthaft 10000 Stunden.

*Februar 1972.* Lieferung der ersten drei Produktionstriebwerke an die USA.

*April 1972.* Das amerikanische Bundesluftfahrtamt FAA erteilt dem Triebwerk das Lufttüchtigkeitszeugnis. In Bristol wird täglich ein Triebwerk montiert.

*September 1972.* Ende einer weltweiten Vorführungsreise der TriStar über rund 150000 km, die 138 Flüge umfasste und ohne Motorenwechsel durchgeführt wurde. Einziger Zwischenfall war eine 40minütige Verspätung in Düsseldorf.

*Juli 1973.* Nach einjährigem Einsatz im kommerziellen Betrieb erreicht die Verfügbarkeit der Triebwerke 94%. 200 Produktionstriebwerke wurden abgeliefert, davon 50 der Ausführung – 22 B (Tabelle 1).

*Oktober 1973,* Rolls-Royce und Boeing Aircraft Co. prüfen die Möglichkeit, das Triebwerk RB.211 für den «Jumbo-Jet» B 747 zu verwenden.

Es wird auch erwogen, das Triebwerk, das nunmehr die erforderliche Leistung aufweist, für den europäischen Airbus A 300 B zu verwenden, das erste zweimotorige Grossraumflugzeug (Bild 16). Dieses befindet sich gegenwärtig in der Erprobung und ist ausgerüstet mit zwei Triebwerken General Electric C F 6. Es wird bis zu 300 Passagieren Platz bieten.

*Januar 1974.* Die bisher im kommerziellen Einsatz stehenden 57 Flugzeuge des Baumusters TriStar erreichen eine Verfügbarkeit von 97,5%.

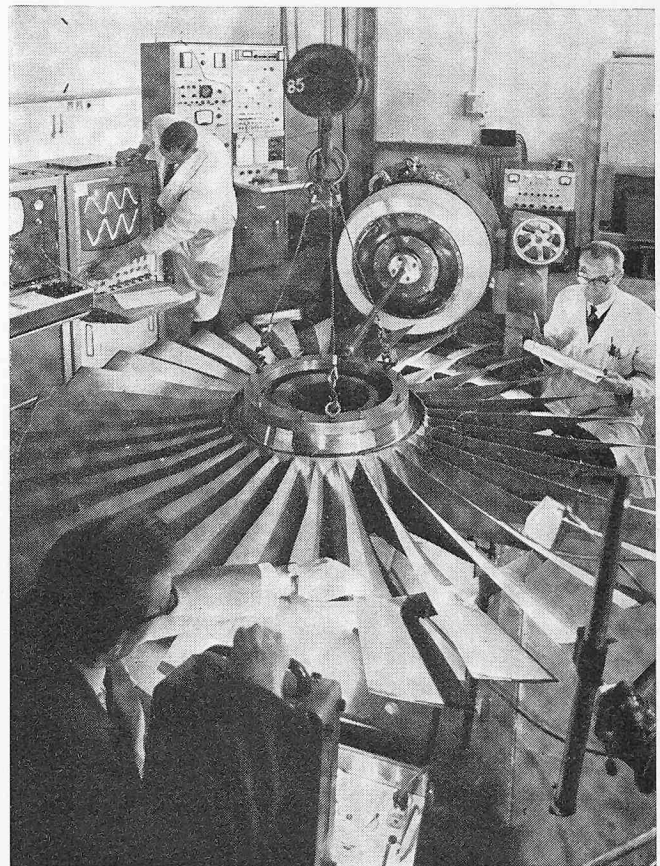


Bild 13. Ein Bläser wird statischen Schwingungsprüfungen unterzogen. Kontrolliert werden die Schwingungsphasenbeziehungen zwischen den Schaufeln mit Hilfe eines Oszilloskops (hinten). Mit einem Stroboskop (vorne) werden visuelle Beobachtungen ermöglicht

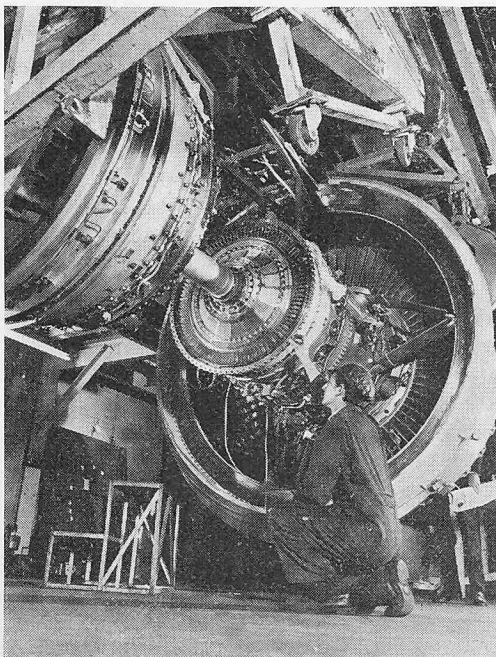


Bild 14 (links). Die Zwischen- und Niederdruckbaugruppen des ersten Triebwerkes RB. 211–24 mit erhöhter Leistung werden mit der Hochdruck-turbine zusammengebaut

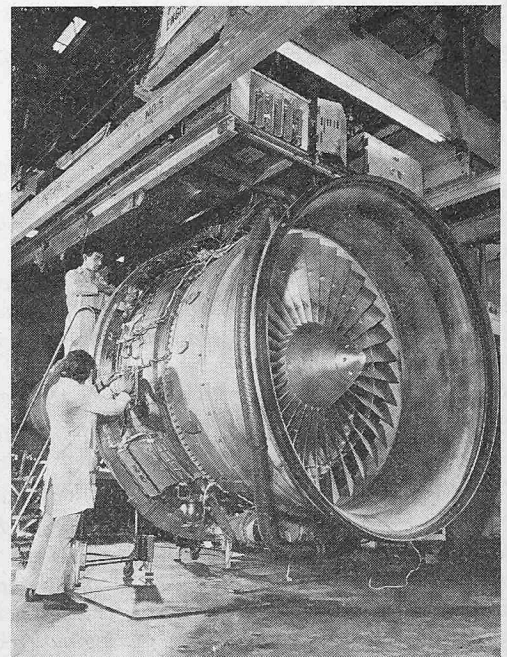


Bild 15 (rechts). Das Triebwerk RB. 211–24 wird für die Prüfstandversuche vorbereitet





Bild 16. Ansicht des europäischen Airbus A 300 B

Tabelle 1. Technische Daten und garantierte Leistungen des Triebwerkes RB. 211-22B

Einlassdurchmesser	217 cm
Länge/Einlass bis Abgasflanschen	303 cm
Trockengewicht	2 882 kg
Max. Startschub bis zu ISA +14 °C Meereshöhe	19 050 kp
Max. Reiseflugleistung bis zu ISA +15 °C 10 700 m, Mach 0,85	4 286 kp
Spezifischer Brennstoffverbrauch (ISA) kg/kp Schub/h	0,64
Wellendrehzahl beim Start auf Meereshöhe (ISA):	
Gebläse, Niederdruckwelle	3 787 U/min
Mitteldruckwelle	6 700 U/min
Gasgenerator, Hochdruckwelle	10 152 U/min
Mantelstromverhältnis	5:1
Gesamtes Druckverhältnis, Meereshöhe, statisch	25:1

### Weitere Anwendungen des RB.211

Demnächst werden Prüfstandversuche mit einer *Industrierausführung* dieses Triebwerkes aufgenommen. Im Herbst dieses Jahres wird das erste einsatzbereite Aggregat in den USA an der Trans-Canada pipeline in Betrieb gestellt. Es wird gegenüber Gasturbinen der ersten Generation eine um 60% erhöhte Leistung bei einem um 25% verringerten spezifischen Brennstoffverbrauch bieten. Das erste Aggregat wird eine Leistung von 26 600 Wellen-PS aufweisen; später werden es fast 30 000 WPS sein.

Zu diesem Zweck werden der Bläser und dessen Antriebsturbine entfernt; der Gasgenerator treibt eine Freistrahlturbine an. Es werden stärkere Lager eingebaut, um dem Dauerbetrieb in Meereshöhe Rechnung zu tragen. Ausserdem wird das Triebwerk mit einem Enteisungssystem versehen, damit es bei jeder Witterung eingesetzt werden kann.

Es laufen ferner Untersuchungen, das Triebwerk RB.211 in einer *Marineausführung* einzusetzen. Das japanische Unternehmen Kawasaki Heavy Industries prüft gegenwärtig die Einsatzmöglichkeiten von solchen Triebwerken für den Antrieb von Containerschiffen.

### Schlusswort

Mit dem ehrgeizigen Projekt RB.211 hat sich zwar Rolls-Royce bis an den Rand des Abgrunds manövriert. Insbesondere trug dazu eine Verkettung von unvorhergesehenen Schwierigkeiten bei, die einzeln und zeitlich getrennt sicher ohne weiteres hätten gemeistert werden können. Doch scheinen die Hürden nunmehr überwunden zu sein. Die RB.211 soll von allen derzeitigen Gasturbinen den besten thermischen Wirkungsgrad aufweisen, und dies wird, neben den zahlreichen potentiellen Anwendungen auf dem Luftfahrtgebiet, auch das Geschäft der Industrieanwendungen beleben.

Die Entwicklung ist allerdings noch nicht abgeschlossen. Ist auch das RB.211 unbestrittenermassen das derzeit leichteste Flugzeugtriebwerk auf dem Markt, so fühlt sich das Unternehmen heute in der Lage, noch mehr in dieser Richtung zu tun. So wurde der Entwurf einer ultraleisen Weiterentwicklung mit sehr hohem Durchsatzverhältnis in Angriff genommen, die für die achtziger Jahre bestimmt ist und die etwas über 12 000 kp Schub erzeugen soll.

Mit dem Programm RB.211 schuf sich die Rolls-Royce die Grundlagen für die Durchführung von noch ehrgeizigeren Vorhaben. Man darf heute wohl sagen, dass die Entscheidung, im Grosstriebwerkbau mitzumachen, richtig war.

## Schaufelkühlung bei Industrie-Gasturbinen

### Ein Mittel zur Erhöhung von Wirkungsgrad und Leistungsdichte bei Industrie-Gasturbinen

Von Dr. V. Beglinger, Rätterschen

DK 621.438 : 62 - 235.5 : 62-71

Die anhaltende Tendenz zur Vergrösserung der Einheitsleistung von Dampfturbinen hatte während der letzten Jahre einen starken Einfluss auf die Gasturbinen zur Spitzenenergieerzeugung. Eine Faustregel besagt, dass die optimale Einheitsleistung der in einem Netz eingesetzten Gasturbinen etwa 10% derjenigen von Dampfturbinen beträgt. Dementsprechend werden heute in den USA Gasturbinen mit Leistungen bis zu 120 MW bei 3600 U/min gebaut. Die Steigerung der Leistung lässt sich bei offenen Gasturbinen auf zwei Arten erreichen:

1. Durch eine Vergrösserung der Durchsatzmenge, deren Begrenzung durch die ersten Stufen des Verdichters bestimmt wird.
2. Durch eine Erhöhung der Turbineneintrittstemperatur.

In der Praxis wird sich kaum ein Turbinenhersteller nur auf eine der beiden Möglichkeiten beschränken. Die folgende Untersuchung bezieht sich jedoch auf die Temperatursteigerung, die sich – abgesehen von der spezifischen Leistung – auch auf den thermischen Wirkungsgrad günstig auswirkt.

### Thermodynamische Prozessbetrachtungen

Es sei zu diesen Betrachtungen eine einfache, offene Gasturbine berücksichtigt, die unter CIMAC-Bedingungen arbeitet (Bild 1). Die Hauptparameter des Prozesses sind die Turbineneintrittstemperatur  $T_4$ , das Druckverhältnis  $\pi$  sowie die beiden isentropen Maschinenwirkungsgrade  $\eta_V$  und  $\eta_T$ . Diese werden als Variable behandelt. Im weiteren wird eine von der Heissgastemperatur abhängige Kühlluftmenge  $\dot{m}_K$  berücksichtigt. Als feste Grössen liegen der Rechnung folgende Verluste zugrunde:

- Sperrluftmenge 0,7% der Verdichteransaugmenge
- Prozessdruckverluste 3,0% gesamthaft
- Abstrahlungsverluste 2,0% der Brennkammerleistung
- Mechanische Verluste 1,0% der Turbinenleistung.

Die Kühlluftführung moderner Gasturbinen ist ausgesprochen kompliziert; es wird Kühlluft in den Heisskanälen, im Rotor, im Stator und in den Leit- und Laufschaufeln