

**Zeitschrift:** Schweizerische Bauzeitung  
**Herausgeber:** Verlags-AG der akademischen technischen Vereine  
**Band:** 88 (1970)  
**Heft:** 49

**Artikel:** Die Entwicklung des Flugzeug-Triebwerkes Rolls Royce-Spey  
**Autor:** Stevens, James Hay / Künzler, M.  
**DOI:** <https://doi.org/10.5169/seals-84704>

### **Nutzungsbedingungen**

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften auf E-Periodica. 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. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen sowie auf Social Media-Kanälen oder Webseiten ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. [Mehr erfahren](#)

### **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. La reproduction d'images dans des publications imprimées ou en ligne ainsi que sur des canaux de médias sociaux ou des sites web n'est autorisée qu'avec l'accord préalable des détenteurs des droits. [En savoir plus](#)

### **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. Publishing images in print and online publications, as well as on social media channels or websites, is only permitted with the prior consent of the rights holders. [Find out more](#)

**Download PDF:** 21.02.2026

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

maschinen usw. benötigt werden, in ein äusseres Ordnungsprinzip einzugliedern, um damit Voraussetzungen zu schaffen für den rationellen Einsatz von Methoden der Planung und der Fabrikation [4]. Genormt ist eine Rastereinheit  $E = 25$  mm und eine geometrisch gestufte Reihe von Vorzugs-Rastermassen.

Ihren Niederschlag haben diese Überlegungen bisher in den folgenden Normen gefunden:

- VSM 23 200 } Massordnung (Rastersystem) für
- DIN 43 660 } elektrische Anlagen und Apparate
- DIN 43 684 } Schaltanlagen, Mosaikbausteine, Teilungen

Es dürfte vielleicht interessieren, wie man auf die Rastereinheit  $E = 25$  mm gekommen ist. Ausgegangen ist man von einem 24-mm-Raster, wie er als wichtige Grundlage für die Schalttafelinstrumente nach DIN 43 700 bzw. VSM 23 210/11 noch heute Gültigkeit besitzt. Bei diesem Schalttafelinstrumenten-Raster stand die bessere Teilbarkeit der Zahl 24 im Vordergrund. Von diesem Gesichtspunkt aus ist die duodezimale Teilung überlegen. Bei einem Rastersystem gilt die Einheit jedoch als grösster gemeinschaftlicher Teiler. Anstelle der Teilbarkeit tritt die Vervielfachung in den Vordergrund, die es erlaubt, beim 25-mm-Raster den Anschluss an die Hunderter-Masse und damit an das Dezimalsystem zu finden. Im arithmetischen Raster erscheinen dadurch in jeder Dekade die gleichen Endziffern ...00...25...50...75. Gleichzeitig ist damit auch der Anschluss an andere auf der Grundlage von Normzahlen entwickelte Rastersysteme sichergestellt.

Es ist denkbar, dass ähnliche Überlegungen, wie sie für elektrische Steuerungen gemacht wurden, auch für die Gebiete der Hydraulik und Pneumatik Gültigkeit besitzen.

#### 2.4 Schaltschränke

Auch im Schaltschrankbau haben die Raster Eingang gefunden, und man ist durch überbetriebliche Zusammenarbeit bestrebt, Reihen zu normen, die nach Rastermassen gestuft sind. In diesem Fall sind es ganze Vielfache von 100 mm. Als vorläufiges Ergebnis liegt ein Entwurf vor: DIN 41 488 (Entwurf Aug. 69) Elektrotechnik, Schränke und Schrankgestelle, Teilungsmasse.

#### 2.5 Bauraster

Als internationales Grundmass im Bauwesen ist nach ISO/R1006 ein Grundmodul von  $M = 100$  mm festgelegt worden. Als horizontale Multimoduli nach ISO/R1040 gelten  $3M$  und  $6M$ . Daneben besteht in Deutschland ein auf dem Backstein aufgebautes Rastersystem nach DIN 4172, Massordnung im Hochbau, mit einer Einheit von 25 cm.

Für Industriebauten sind Achsabstände mit einem Grundmass von 2,5 m in der Norm DIN 4171 festgelegt.

#### 2.6 Palettierung

Die dem kontinental-europäischen Palettenpool zugrunde liegende Palette weist die Abmessungen  $800 \times 1200$  mm auf und ist nach ISO/R198 genormt. Man kann aus diesen beiden Massen als grössten gemeinschaftlichen Teiler eine Rastereinheit von 400 mm ableiten. In der Absicht, eine kontinuierliche Transportkette auf der Grundlage von genormten Verpackungsmassen für alle Verkehrsträger zu schaffen, will man einen Modul von  $600 \times 400$  mm oder, in Rastereinheit ausgedrückt,  $1,5 \times 1RE$  als Ladeinheit normen.

Gegenwärtig bestehen noch grosse Schwierigkeiten mit den international genormten Trans-Containern nach ISO/R668, die auf die im angelsächsischen Bereich gebräuchlichen Palettenmasse  $900 \times 1100$  mm ausgerichtet sind. Die Beladung der Trans-Container mit ISO-Paletten  $800 \times 1200$  und die darauf ausgerichteten Verpackungsabmessungen weisen daher einen schlechten Ausnutzungsgrad auf [1].

#### Literaturverzeichnis

- [1] E. Krämer: Die ISO-Palette und der ISO-Container. «DIN-Mitt.» 1970, Heft 3, S. 89–92.
- [2] G. Lindemann: Internationale Modulordnung und Massordnung im Hochbau. «DIN-Mitt.» 1969, Heft 10, S. 366–371.
- [3] P. Fink: Typographisches oder metrisches Masssystem? «VSM/SNV-Norm. Bull.» 1959, Nr. 9, S. 77–80.
- [4] W. Frei, E. Richi, H. Ruckstuhl und P. Weber: Massordnung für elektrische Schaltanlagen und Apparate. «VSM/SNV-Norm. Bull.» 1968, Nr. 4, S. 53–56.

Adresse des Verfassers: P. Weber, Chef der Normenabteilung der Firma Schindler & Cie. AG, 6030 Ebikon.

## Die Entwicklung des Flugzeug-Triebwerkes Rolls Royce-Spey

DK 621.438.2 : 629.135

Von James Hay Stevens, Charing, England. Deutsche Bearbeitung von M. Künzler, Zürich

### Einleitung

Es ist eine alte Tatsache, dass der Mensch nie so viel zu leisten imstande ist, wie unter dem Ansporn einer Notlage. Ganz deutlich wird dies erkennbar, wenn man die während der Kriegsjahre auf fast allen Gebieten der Technik erzielten Fortschritte betrachtet. Aber auch in Friedenszeiten, unter dem Druck der nötigen Verteidigungsbereitschaft und begünstigt durch die riesigen dazu zur Verfügung stehenden finanziellen Mittel, werden in der Regel die grössten technischen Fortschritte auf militärischem oder auf damit nahe verwandtem Gebiet erzielt. Die Ergebnisse solcher aufwendiger Forschungs- und Versuchsprogramme – die in Privatreisen und mit privater Finanzierung oft gar nicht möglich wären – gelangen nachher wohl meistens auch in zivile Kreise, wo sie übernommen, angepasst und angewendet werden. Am auffälligsten trifft dies vielleicht bei der zivilen Luftfahrt zu. Vermutlich hätte diese noch lange nicht den heutigen Stand erreicht, wenn nicht die Geschehnisse der vierziger Jahre den Menschen zu einer geradezu fieberhaften Auswertung und Anwendung technischer Kenntnisse angespornt hätten. Beispiele, welche dies belegen, gäbe es viele. An dieser Stelle soll jedoch über etwas selteneres berichtet werden, nämlich über eine Ent-

wicklung in umgekehrter Richtung, bei welcher ein Strahltriebwerk ursprünglich für den Einsatz in zivilen Flugzeugen konstruiert und dann für den Einbau in Militärmaschinen übernommen und angepasst wurde.

### Zur Geschichte

Als im Jahre 1959 von der British European Airways (BEA) der erste Auftrag für die Lieferung von 24 Flugzeugen des Typs Trident an die Hawker Siddeley Aviation Ltd. vergeben wurde, beschloss man, für dieses bereits im Jahre 1956 begonnene Projekt eines dreistrahligen Verkehrsflugzeuges ein neues Triebwerk zu konstruieren. Die Firma Rolls Royce Ltd. begann mit den Entwicklungsarbeiten für das unter dem Namen Spey bekannte Triebwerk im September des gleichen Jahres. Von Anfang an wurden die Hauptmerkmale des Aggregates festgelegt, die dann über die gesamten Entwicklungsstufen beibehalten wurden; man wählte die Mantelstrom-Bläser-Bauart und konstruierte es anhand eines besonders für den Trident von der BEA erstellten Pflichtenheftes.

Nach etwas mehr als einem Jahr fanden im Dezember 1960 die ersten Prüfstandversuche statt; im Oktober des folgenden Jahres wurden mit zwei Prototypen die ersten

Tabelle 1. Entwicklungsstufen des Triebwerkes Rolls-Royce-Spey bis 1969

	1964	1965	1966	1967	1968	1969
Original - Turbine			RB. 168-1 Buccaneer			
Vierstufiger Niederdruck-Kompressor	RB. 163-1 Trident					Spey Junior Fellowship
Geänderte Turbine		RB. 163-2 BAC 1-11				
Vierstufiger Niederdruck-Kompressor						
Geänderte Turbine			RB. 163-25 Trident			RB. 168-20 Nimrod
Fünfstufiger Niederdruck-Kompressor			RB. 163-25 BAC 1-11			
				RB. 163-25 Gulfstream		RB. 168-25R Phantom
Neuer Niederdruck - Kompressor						
Elfstufiger Hochdruck - Kompressor						RB. 168-62 Corsair

□ Zivil - Ausführung

■ Militär - Ausführung

Versuche im Flug durchgeführt und im Juli 1962 bestand das Aggregat die 150stündige Typenprüfung. Noch im gleichen Jahr wurden eingehende Flugversuche mit dem Trident durchgeführt. Nachdem diese befriedigend verlaufen waren, entschloss man sich dazu, eine Militärausführung vorzubereiten. Diese wurde für das Jagd- und Aufklärungsflugzeug Hawker Siddeley Buccaneer vorgesehen und im Jahre 1963 erstmals im Flug erprobt.

Die Aussichten für den Erfolg und die Verbreitung dieser Triebwerkskonstruktion im zivilen Einsatz wurden durch die Entwicklung eines neuen Verkehrsflugzeuges gesichert: Im Jahre 1961 wurde von der British Aircraft Corporation (BAC) in Zusammenarbeit mit der British United Airways (BUA) beschlossen, ein Kurz- und Mittelstreckenflugzeug zu bauen, um bestimmte Anforderungen dieser Luftverkehrsgesellschaft zu erfüllen. Die neue Maschine, später als BAC 1-11 bekannt, wurde von Anfang an für den Einbau von zwei Spey-Triebwerken in Heckanordnung konstruiert. Der Verkaufserfolg dieses Flugzeuges (200 Stück bis August 1970) führte dazu, dass das Triebwerk bis Mitte 1969 im zivilen Einsatz gesamthaft annähernd 2,3 Mio Flugstunden aufweisen konnte; im Militäreinsatz belief sich bis zum gleichen Zeitpunkt dessen Betriebszeit auf rund 70 000 h.

Die verschiedenen Entwicklungsstufen sowie die Flugzeugtypen, in welchen das Triebwerk bis 1969 eingebaut wurde, sind in Tabelle 1 dargestellt. Die Zivilausführungen tragen die Bezeichnung RB. 163, jene für den Einbau in Militärflugzeugen RB. 168; die diesen Bezeichnungen angehängten Zahlen weisen auf endgültige Ausführungen hin.

## Technische Daten

In der ursprünglichen Ausführung ist das Spey ein Zweiwellen-Triebwerk mit niedrigem By-pass-Verhältnis, einem fünfstufigen Niederdruckverdichter und einem zwölfstufigen Hochdruckverdichter (Bild 1). Jede dieser beiden Einheiten wird von einer zweistufigen, getrennten Turbine angetrieben. Die Mantelstromluft wird am Austrittskegel mit den Verbrennungsgasen gemischt und als Einzelstrahl durch die Antriebsdüse ausgestossen.

Um Rückzündungen beim Anlassvorgang und bei niedrigen Drehzahlen zu vermeiden, wurden die Einlassleitschaufeln verstellbar ausgeführt; sie sind miteinander mechanisch gekuppelt. Ausserdem sind in der siebten Hochdruckstufe Entlüftungsöffnungen angebracht. Sämtliche Leitschaufeln des Hochdruckkompressors sowie die Turbinenschaufeln der ersten Stufe desselben sind luftgekühlt. Die Rotorlager werden mit Luft niedrigen Druckes gekühlt; deren Schmierung erfolgt über Düsen. Jedes Lagergehäuse hat eine eigene Zahnradpumpe zum Absaugen des Schmiermittels. Die beiden Turbinenlager sind federnd montiert, um Vibrationen aufzufangen.

Die Hilfsgeräte sind unterhalb des Triebwerkes angeordnet. Ein am vorderen Ende der Hochdruck-Verdichterwelle angebrachtes Stirnrad dient dem Antrieb derselben. Die Regelung der Brennstoffzufuhr erfolgt in Funktion der Drehzahl der Hochdruckverdichterwelle und der Stellung des Gashebels. Dabei werden auch Höhendifferenzen und Störungen, wie sie zum Beispiel beim Beschleunigen auftreten, berücksichtigt. Die Regleranlage vergleicht ausserdem die im Hochdruckkompressor auftretenden Druck-

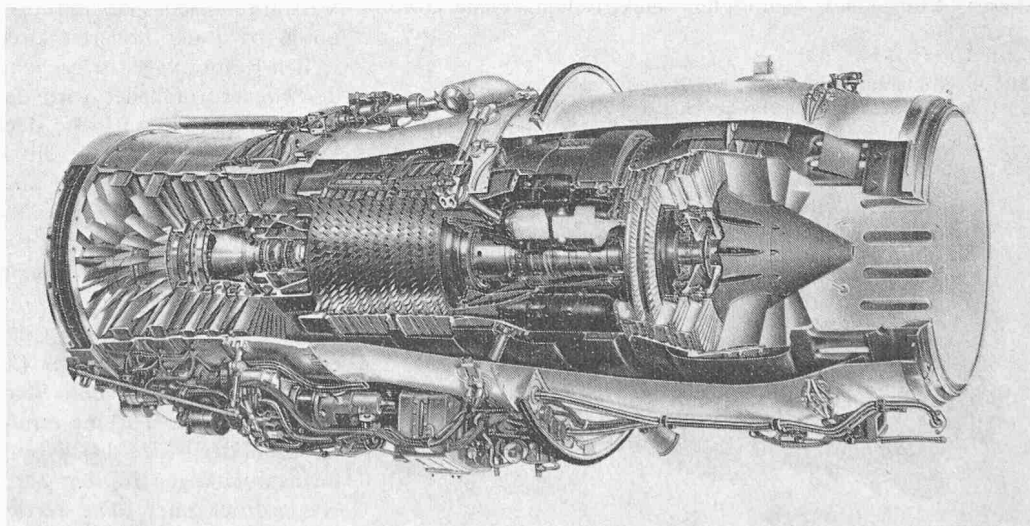


Bild 1. Zivilausführung RB. 163-25 des Spey-Triebwerkes der Rolls-Royce Ltd., wie sie in den Flugzeugen Trident, BAC 1-11 und Gulfstream eingebaut wird. Gut zu erkennen sind der fünfstufige Niederdruck- und der zwölfstufige Hochdruckverdichter sowie die Ringbrennkammer und die beiden zweistufigen Turbinen



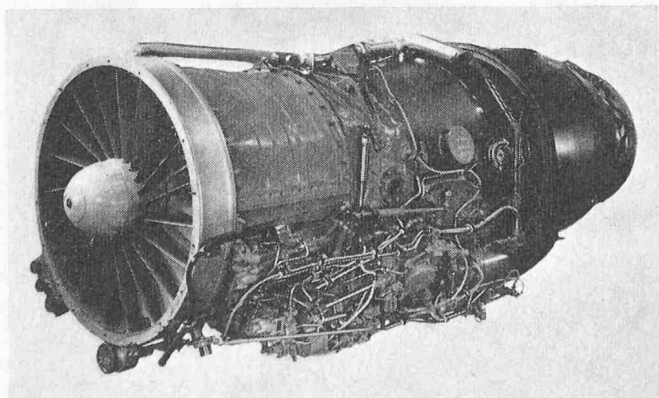
Bild 2. Das niederländische Verkehrsflugzeug Fokker Friendship mit zwei Spey-Junior-Triebwerken in Heckanordnung während der Flug-erprobung (Aufnahme 5511 der VFM)

schwankungen mit dem Umgebungsluftdruck. Zusätzliche Begrenzungsregler sprechen auf Ladedruck, Turbineneintrittstemperatur und Drehzahl des Niederdruckverdichters an.

Der Luftdurchsatz dieses Triebwerkes wurde im Laufe der Entwicklung beträchtlich erhöht; zu Beginn betrug dieser 91,5 kg/s bei einem Druckverhältnis von 16,8 : 1. Die letzte Ausführung, Spey 168-62, welche gemeinsam mit der Allison Division der General Motors für den Einbau im Militärflugzeug Corsair II gebaut wird, weist einen Luftdurchsatz von 119,3 kg/s und ein Druckverhältnis von 20,2 : 1 auf.

Die erste Militärausführung wurde vom ursprünglichen, mit vierstufigem Niederdruckverdichter ausgerüsteten Triebwerk abgeleitet. Die Hauptabweichungen bestanden im zusätzlichen Korrosionsschutz und in der Anbringung von Luftöffnungen, um die Tragflächen-Grenzschichten zu beeinflussen. Dieses Aggregat wurde für eine Flugzeit zwischen Generalüberholungen von 600 h zugelassen. Obwohl diese Zeit bei den Zivilausführungen 6500 h beträgt, kann sie doch in Anbetracht der erschwerten Bedingungen im Militäreinsatz als befriedigend bezeichnet werden. Eine weitere Ausführung wurde für den Einsatz im Seeaufklärer Hawker Siddeley Nimrod der RAF im Hinblick auf die besonderen atmosphärischen Bedingungen auf hoher See und beim Flug in niedrigen Höhen abgeändert. Sämtliche Teile aus Magnesiumlegierungen wurden durch solche aus korrosionsfesteren Werkstoffen ersetzt. Für den Einbau der zusätzlich für die Speisung der Ortungsgeräte dieses Flugzeuges benötigten elektrischen Generatoren

Bild 3. Militärausführung RB. 168-20 des Triebwerkes Rolls-Royce-Spey für den Seeaufklärer Hawker Siddeley Nimrod



musste auch der Hilfsgeräteantrieb vergrößert werden (Bild 3). Im Falle des Aggregates für den Phantom der RAF wurde die Grundaufbauform RB. 168-25 im Hinblick auf die höheren Innendrucke und Temperaturen abgewandelt. Ausserdem waren aerodynamisch bedingte Änderungen nötig wegen der beim Überschallflug auftretenden Druckschwankungen am Verdichtereinlass. An allen Stellen, wo höhere Festigkeit sich als nötig erwies, wurden die Turbinen und deren Gehäuse geändert bzw. andere Werkstoffe angewendet. Eine weitere Ausführung mit Nachbrenner (RB. 168-66) wurde später für den Einsatz im Flugzeug Phantom F-4 der RAF entwickelt.

Für den Einbau im Corsair II mussten vom Triebwerk zwei Bedingungen erfüllt werden: es musste in den im Flugzeug zur Verfügung stehenden Raum eingebaut werden können und es hatte eine bestimmte Vollast-Schubleistung für den Start unter tropischen Bedingungen aufzubringen. Ausserdem verlangte die USAF den Nachweis, dass das Schiessen mit Bordwaffen keine nachteiligen Einflüsse auf die Funktion des Triebwerkes ausübt. Entsprechende Versuche haben gezeigt, dass das Ansaugen heisser Gase keine Rückzündungen bewirkt; auch wurde keine Neigung zum Aussetzen bei heftigem Regen oder Hagel festgestellt.

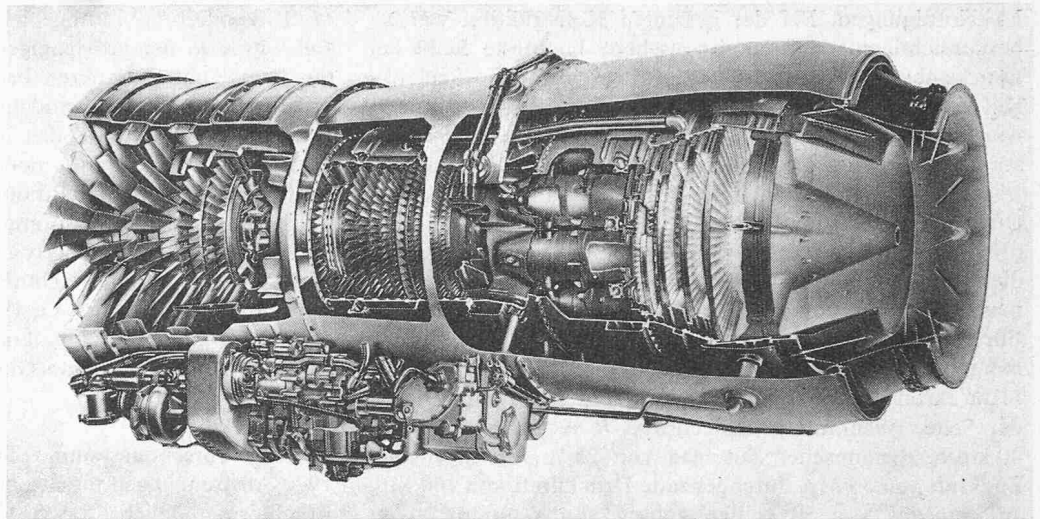
Weitere Versuche bestanden darin, das Triebwerk über den gesamten Einsatzbereich des Flugzeuges (bis 13 700 m Höhe und Mach 0,95) plötzlichen Leistungsänderungen zu unterwerfen. Es wurden dabei keine Störungen im Zündungsablauf festgestellt. Das Triebwerk wurde konstruiert für den Einsatz in Höhen bis zu 16 800 m und Mach 1,2.

Die Einbaubedingungen im Corsair II erlaubten eine Erhöhung des Luftdurchsatzes um rund 25 %. Dies wurde durch den Einbau eines grösseren Niederdruckkompressors erzielt. Der Durchmesser des Triebwerkeinlasses musste dadurch von 825 auf 952 mm vergrößert werden. Da im Niederdruckteil ein höheres Druckverhältnis entstand, konnte auf eine Stufe des Hochdruckverdichters verzichtet werden. Die Neukonstruktion der Niederdruckverdichter-Beschaufelung gestattete ausserdem das Weglassen der Einlassleitschaufeln. Dadurch brauchte nur noch der Einlasskegel mit einer Enteisungsanlage versehen zu werden. Der erhöhte Luftdurchsatz durch den Gasgenerator erforderte auch grössere Durchlässe im Turbinenteil. Dies wurde durch erhöhte Schrägstellung der Schaufeln erzielt. Die endgültige Ausführung für den Corsair II weist einen ungewöhnlich aussehenden Niederdruckverdichter auf; den drei ersten Stufen mit grossem Durchmesser folgen zwei von wesentlich geringeren Abmessungen, siehe Bild 4. Eine Verstärkung des Hochdruckrotors erwies sich als nicht nötig, trotz der höheren Drehzahlen. Die gesamte Zweiwellen-Rotoranlage ist siebenfach gelagert. Die Drehzahl des Niederdruckteiles wird derart geregelt, dass der Luftdurchsatz 117 kg/s (ISA, Meereshöhe) nicht überschreiten kann. Zusätzlich musste die Möglichkeit vorgesehen werden, die Brennstoffzufuhr im Notfall von Hand regeln zu können, eine Bedingung, die von der USAF für alle einmotorigen Flugzeuge gestellt wird. Die Überwachung aller kritischen Grenzwerte muss in diesem Fall vom Piloten übernommen werden.

Die Entwicklung des Corsair II für die US Navy liess eine weitere Erhöhung des Luftdurchsatzes auf 119,3 kg/s zu, wodurch eine grössere Startleistung bei gleichbleibender Temperatur der Turbine ermöglicht wird. Dazu wurde die Drehzahl des Niederdruckkompressors erhöht. Die stärkeren Beanspruchungen führten zur Verstärkung der letzten drei Niederdruckstufen. Die ferritische Legierung, welche bei



Bild 4. Schnittbild der Militärausführung RB. 168-62 (amerikanische Bezeichnung TF. 41) für den Einbau im Corsair II. Links ist die ungewöhnliche Form des Niederdruckverdichters zu erkennen



den ersten Ausführungen dieses Triebwerkes für die Schaufelräder der Niederdruckturbinen verwendet wurde, musste durch eine Nickellegierung ersetzt werden. Die USN schrieb auch den Einbau einer Brennstoffvorwärmeeinrichtung sowie einen Korrosionsschutz für die Hochdruck-Leitschaufeln vor. In dieser Ausführung beträgt die Startschubleistung in Meereshöhe 6805 kp (ISA, bis 5 °C), 4535 kp in 3000 m und 2835 kp in 9000 m Höhe und Mach 1,2.

Die gesamte Entwicklung der USN-Ausführung konnte mit einem Mindestmass an Änderungen gegenüber der Ausführung für die USAF bewerkstelligt werden. Die bereits bestehenden USAF-Triebwerke wurden zusammen mit drei neuen Versuchsausführungen in den Rolls-Royce-Werken in England und in Indianapolis, USA, in der ersten Hälfte 1969 erprobt. Für die Flugversuche wurde das geänderte Triebwerk direkt in die neue Ausführung des Flugzeuges eingebaut. Die Lieferungen begannen im August 1969.

Eines der Hauptziele der Versuche mit der US-Navy-Ausführung bestand im Nachweis, dass das Triebwerk die volle Startleistung ohne Zündungsaussetzer oder Rückstösse abzugeben vermag, wenn das Flugzeug mit dampfbetrie-

benen Schleuderstarthilfen von Flugzeugträgern aus gestartet wird. Solche Schwierigkeiten traten bei einigen Mantelstrom-Triebwerken auf. Der Lufteinlass des Corsair II befindet sich in solchen Fällen nahe am Dampfzylinder. Um die Versuche unter ungünstigsten Bedingungen durchzuführen, wurde die Schleudereinrichtung so abgeändert, dass sie unter abnormal hohem Dampfaustritt funktionierte. Selbst unter diesen erschwerten Bedingungen wurden bei einer Reihe von 70 Abflügen keinerlei Schwierigkeiten festgestellt.

Das Triebwerk besitzt noch weitere Schubleistungsreserven, die durch nochmaliges Erhöhen des Luftdurchsatzes und der Turbineneintrittstemperatur erschöpft werden könnten. Weitere Versuche werden mit einem Nachbrenner durchgeführt. Dabei hat sich gezeigt, dass die Verdichterkonstruktion dieses Triebwerkes sich gut dazu eignet und die Rückstösse, welche bei der Zündung des Nachbrenners entstehen, ohne Zündschwierigkeiten aufnehmen kann.

Adresse des Verfassers: James Hay Stevens, C. Eng., A.F.R.A.E.S., Hast Hill, Charing near Ashford, Kent, England.

## Umschau

**Eine Satelliten-Bodenstation** für Versuchszwecke wird AEG-Telefunken in Leeheim bei Gross-Gerau (Hessen) bauen. Den entsprechenden Auftrag bekam das Unternehmen als Hauptauftragnehmer in diesen Tagen vom Fernmeldetechnischen Zentralamt der Deutschen Bundespost in Darmstadt. Diese Station wird als erste deutsche Satelliten-Bodenstation in Frequenzbereichen über 10 GHz arbeiten. In Leeheim sollen hauptsächlich Versuche im Rahmen des Projektes *Sirio* durchgeführt werden. Bei *Sirio* handelt es sich um einen italienischen Satelliten, der im Jahre 1972 auf eine Synchronlaufbahn um die Erde geschossen werden soll. Ausserdem sollen mit der neuen Bodenstation Ausbreitungs- und Übertragungsversuche im Frequenzbereich von 10 GHz bis 20 GHz mit dem Ziel vorgenommen werden, dem kommerziellen Nachrichtenverkehr neue Frequenzbereiche zu erschliessen. In den herkömmlichen Frequenzbereichen 4 GHz und 6 GHz (z. B. beim Intelsat-Nachrichtensystem) können auf Grund der engen Frequenzaufteilung nicht alle Möglichkeiten ausgeschöpft werden, die der Nachrichtenverkehr über Satelliten bietet. Es wird daher eine wesentliche Aufgabe des Projektes Leeheim sein, für zukünftige europäische Fernsehverteilungssysteme

entsprechende experimentelle Erkenntnisse zu gewinnen, um damit die Voraussetzungen für die Nachrichtensatelliten-Systeme der nächsten Generation zu schaffen, die in der zweiten Hälfte der siebziger Jahre gestartet werden sollen. Die Antenne vom Typ Cassegrain mit einem 8,5-m-Parabolspiegel wird von Fried. Krupp, Rheinhausen, gebaut. Als weiterer Unterauftragnehmer von AEG-Telefunken wird die Firma LCT (Laboratoire Central de Télécommunication), Paris, am Projekt Leeheim teilnehmen. Die Bodenstation soll Anfang 1972 in Betrieb gehen. DK 629.19:621.396.9

**Über eine Tragbrücke aus hochfestem, vergütetem Stahl**, die speziell für den Transport schwerer Walzenständer konstruiert wurde, berichtet F. Ziller in «Der Stahlbau» (Ausgabe für die Bautechnik), H. 5, 1970. Folgende Bedingungen waren an die Brücke, die auf Drehgestellen mit insgesamt 24 Achsen ruhen sollte, gestellt: grösste Nutzlast 360 Mp, Ladelänge 15,5 m, Breite des Laderaumes 2,1 m, Eigengewicht 37 Mp. Da die Brücke nur über zwei Querträger im Abstand von 9,1 m belastet wird, wählte man als System für die beiden Haupttragwände einen unterspannten Balken mit Knickpunkten im Untergurt bei den