

Zeitschrift: Schweizerische Bauzeitung
Herausgeber: Verlags-AG der akademischen technischen Vereine
Band: 75 (1957)
Heft: 33

Artikel: Die Propellerturbinen-Entwicklung in der Sowjetunion: Vortrag
Autor: Brandner, Ferdinand
DOI: <https://doi.org/10.5169/seals-63405>

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: 22.02.2026

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

Die Abnahme des Konstruktionsstahles erstreckte sich auf 4206 Stücke mit einem Gesamtgewicht von 1855 t in acht ausländischen und einem schweizerischen Stahlwerk. Ausser der Feststellung der physikalischen Eigenschaften und chemischen Zusammensetzung des Stahls war jedes Stück auf seine Oberflächenbeschaffenheit und Abmessungen zu überprüfen, wobei in bezug auf die zulässigen Toleranzen die einschlägigen DIN-Normen Nr. 1612 für Form-, Stab- und Breitflachstahl und Nr. 1543 für Bleche wegleitend waren.

Das belgische Walzwerk z. B. walzte für die St. Alban-Brücke 533 Bleche und schied davon auf Grund eigener Prüfung 43 Bleche aus, so dass dem Abnahmemeister noch 490 Bleche vorgelegt werden konnten. Wegen Mängeln, die dieser anlässlich der Besichtigung feststellte, schied er weitere 23 Bleche oder 4,7 % aus. 467 Bleche wurden angenommen und, nachdem das Resultat der Kontrollproben der EMPA die im Werk festgestellten Materialqualitäten bestätigte, zum Abtransport freigegeben.

Auf Grund der Qualitätsuntersuchungen wurden im ganzen von 150 Chargen 17,5 zurückgewiesen und 132,5 angenommen.

Zur Feststellung und Kontrolle der Materialeigenschaften wurden die in Tabelle 4 verzeichneten Proben durchgeführt. Außerdem veranlasste die Bauleitung die Durchführung von fünf Zug-Ermüdungsversuchen im Pulsator zur Feststellung der Ursprungsfestigkeit.

Die Schlagbiegeversuche an eingekerbten Stäben erfolgten

- im Anlieferungszustand bei Raumtemperatur ($K + 20^\circ$)
- im Anlieferungszustand bei $-20^\circ C$ ($K - 20^\circ$)
- gealtert, d. h. 5 % gereckt und während 30 Minuten bei $250^\circ C$ angelassen ($K_A + 20^\circ$)

Die Schweißbarkeit des Stahles wurde bei der Bestimmung und Auswahl der Stähle mit Hilfe eines vollständigen Schnadt-Programmes beurteilt und in den Werken durch die Kerbschlagproben kontrolliert.

Tabelle 5 gibt für einige wichtige Materialkategorien die in den betreffenden Werken festgestellten Prüfungsresultate und die zugehörigen Kontrollwerte der EMPA mit der Gegenüberstellung der vorgeschriebenen Werte. (Schluss folgt)

Die Propellerturbinen-Entwicklung in der Sowjetunion

DK 621.438:621.431.75

Vortrag gehalten am 6. Febr. 1957 an der ETH von Dipl. Ing. Ferdinand Brandner, Graz-Andritz

Schluss von S. 511

2. Brennkammer

Die Brennkammer war das Herzstück der Konstruktion; wir betrachteten sie von Anfang an als Neukonstruktion und gaben sie infolgedessen erst nach langen vorbereitenden Versuchen für die Gesamtanordnung frei. Die Forderungen, die wir zur damaligen Zeit an sie stellten, wurden weder von der Einzelbrennkammer-Konstruktion, noch von der Ringbrennkammer damals bekannter Ausführung erfüllt. Sie lauteten:

1. Gleichmässige Temperaturverteilung über den ganzen Umfang des Leitschaufeleintritts;
2. Einhaltung eines bestimmten radialen Temperaturverlaufes;
3. höchster Ausbrand-Wirkungsgrad;
4. geringste Druckverluste;
5. keine örtlichen Temperaturspitzen an den Brennkammerwänden;
6. keine Deformationen.

Wir bauten die Brennkammer, wie aus den Bildern 4 und 5 ersichtlich, aus zwei streng voneinander getrennten Bauelementen auf, den Primärteil, der als Einzelkopf so zu konstruieren war, dass in ihm der gesamte Brennstoff verbrannt werden sollte, und den Sekundärteil als Ringbrennkammer, in der die Kühlung durch Taschen so geführt wurde, dass die geforderte Temperatur vor Turbine eingehalten werden konnte. Die Konstruktionsidee erwies sich als sehr glücklich, wenn sie auch ihre endgültige Form erst nach etwa 500 Versuchen an Einzel-, Doppel- und Dreifach-Kammern erlangte. Die völlig spannungsreie Aufhängung der Kammer vermied jederlei Deformation. Zu ihrer Erprobung bauten wir zuerst einen Prüfstand, der aus einem elektrisch angetriebenen Gebläse und einer fest eingebauten Brennkammer bestand, bei welcher aus der Messung der Gastemperatur T_4 vor dem ersten Leitrad der Turbine der Ausbrandwirkungsgrad gerechnet werden konnte. Da die Kompressorleistung für Bodenverhältnisse nicht ausreichte, konnte nur ein Zustand entsprechend 8 km Höhe gefahren werden. Vorher wurde systematisch das Verbrennungsbild des Primärteiles hauptsächlich visuell und mit der Nase vorstudiert sowie Form und Grösse des Kraftstoff-spritzwinkels und der Luftzuführungen bestimmt. Dann erst hat man den Sekundärteil angeschlossen und die Temperaturverteilung am Brennkammeraustritt gemessen. Die Temperaturfeldmessung war außerordentlich schwierig, da die ganzen Randzonen und lokalen Ungleichförmigkeiten im Feld der Messung nur schwer zugänglich waren. Trotzdem brachte uns dieser Prüfstand ein gewaltiges Stück vorwärts. Die im Verlauf der Erprobung des ersten Gerätes einsetzenden Diskussionen über die einzelnen Wirkungsgrade bei Kompressor, Brennkammer und Turbine hatten fruchtbare Folgen und zwangen alle einzelnen verantwortlichen Abteilungsleiter zu

stärkerer Eigenkritik, zur Auffindung bester Messmethoden und zu konstruktiven Verbesserungen.

Obwohl am Triebwerkprüfstand alles so genau wie nur möglich gemessen wurde, um den Luftdurchsatz, den Gesamtdruck nach Verdichter, die Gesamttemperatur nach Verdichter, die Gesamttemperatur am Schubdüsenaustritt, den Schub, die Leistung und den Kraftstoffverbrauch bestimmen zu können und diese Werte alle nach bekannten Beziehungen auf einen Normalzustand umgerechnet wurden, war es nicht möglich, eine genaue Trennung von Ausbrand- und Turbinenwirkungsgrad durchzuführen. Aus diesem Grunde entschlossen wir uns, einen neuen Brennkammerprüfstand zu bauen, welcher gestattete, sicher und genau den Ausbrandwirkungsgrad zu ermitteln. Dieser ergab sich zu 98 bis 98,5 %, und es konnte damit nachgewiesen werden, dass auf der Turbinenseite etwas noch nicht in Ordnung war.

Der von uns entwickelte Pendelschub-Messprüfstand ist in Bild 6 zu sehen. Die Einführung der Verbrennungsluft in den bewegten Teil der Anlage erfolgte zentral über ein Labyrinth mit verhältnismässig grossem Spiel, um Reibungsverluste mit Sicherheit auszuschliessen. Da die Messtrecke für die Luftpengenmessung im bewegten Teil der Anlage angeordnet ist, beeinflusst der Luftverlust im Labyrinth die Messgenauigkeit nicht. Die Anlage kann jederzeit durch Betrieb mit reiner Luft überprüft werden, wobei die aus dem gemessenen Schub berechnete Temperatur der Luft mit der durch Temperaturmessung ermittelten verglichen wird. Für die Messgenauigkeit ist die genaue Kenntnis der Abhängigkeit des Austritts-Querschnittes der Düse von der Gastemperatur nötig, was experimentell bestimmt werden muss.

Folgende Gleichungen gelten für die Ermittlung des Ausbrand-Wirkungsgrades:

1. Gasgeschwindigkeit im Düsenaustritt

$$c_{Gas} = \frac{S \cdot g}{G_L + G_B} \text{ m/s}$$

2. Statische und Gesamt-Gastemperatur im Düsenaustritt

$$T_{stat. Gas} = \frac{F \cdot c_{Gas} \cdot P}{R_{Gas} \cdot (G_L + G_B)} \text{ °K} \quad \text{hierin sind:}$$

$$F \cdot \gamma \cdot c = G_L + G_B \quad RT = \frac{P}{\gamma} \\ t^*_{\text{gas}} = t_g + \frac{A \cdot c^2_{Gas}}{c_p \cdot 2 \cdot g} \text{ °C}$$

3. Energiebilanz

$$G_L \cdot i^*_L + \eta_B \cdot G_B \cdot H_u = G_B \cdot i^*_{\text{gas}}, \text{ mit}$$

$$i^*_L = \left(c_{pmL} \cdot t_L + A \cdot \frac{c_L^2}{2 \cdot g} \right); i^*_{\text{gas}} = \left(c_{pmG} \cdot t_g + A \cdot \frac{c_g^2}{2 \cdot g} \right)$$

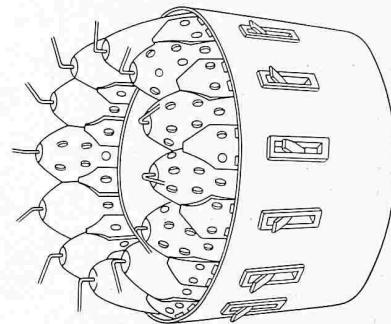
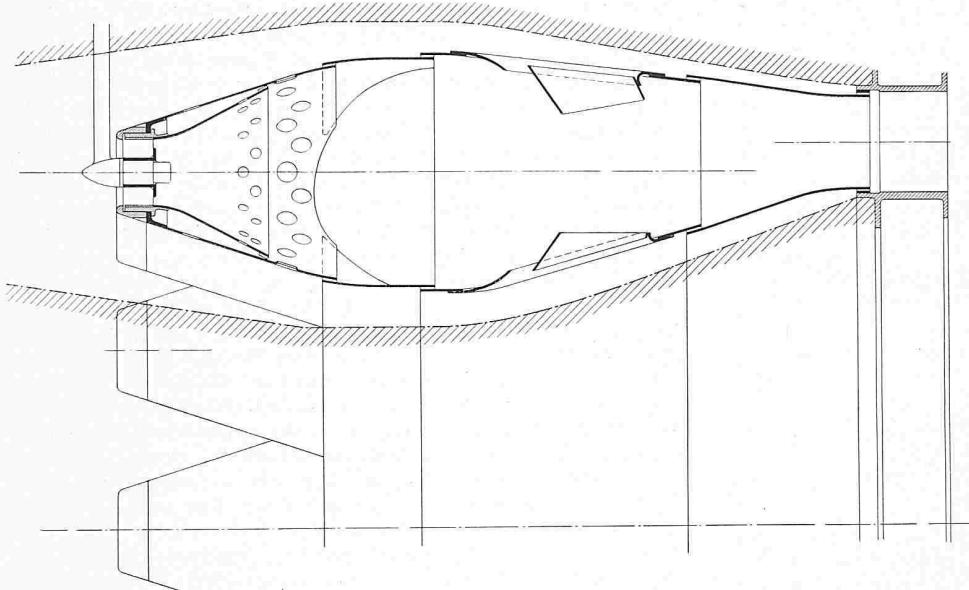


Bild 5. Ansicht der Brennkammer mit zwölf Einzelköpfen

Bild 4 (links). Schnitt durch die Brennkammer. Links Einzelkopf, anschliessend Übergangsstück, rechts ringförmiger Teil mit Sekundärluftführungen

4. Ausbrandwirkungsgrad

$$\eta_B = \frac{G_G i^*_G - G_L i^*_L}{G_B H_u} = \frac{G_L + G_B}{G_B H_u} \left(t^*_G c_{pmG} - t^*_L c_{pmL} \right)$$

Bezeichnungen:

S	Schub in kg
G_L	Luftgewicht in kg/s
G_B	Brennstoffgewicht kg/s
F	Düsenaustrittfläche in m^2
P	Druck im Düsenaustritt in kg/m^2 . Bei unterkritischem Gefälle entspricht er dem Atmosphärendruck
t^*_L	Gesamttemperatur der Luft am Brennkammer-Eintritt in $^\circ C$
t^*_G	Gesamttemperatur der Verbrennungsgase am Düsenaustritt in $^\circ C$
c_G	Gasgeschwindigkeit im Düsenaustritt in m/s
c_L	Luftgeschwindigkeit vor Eintritt in die Brennkammer in m/s
i^*_L	Gesamt-Wärmeinhalt der Luft in kcal/kg
i^*_G	Gesamt-Wärmeinhalt des Gases in kcal/kg
c_{pmL}	mittlere spezifische Wärme der Luft in kcal/kg $^\circ C$
c_{pmG}	mittlere spezifische Wärme des Gases in kcal/kg $^\circ C$

Die Brennkammerversuche wurden ausschliesslich bei kleinem Druck (etwa 1,5 ata) und niedriger Verbrennungslufttemperatur (etwa $50^\circ C$) durchgeführt, weil hierbei der Verbrennungsvorgang empfindlicher wird und kleine Änderungen an der Versuchskammer am ehesten Änderungen im Ausbrandwirkungsgrad erwarten lassen. Die Anblasegeschwindigkeit der Kammer war identisch mit der des Vollgerätes. Sie ist nur in geringem Masse abhängig von der Flughöhe und der Belastung und wurde deshalb bei den Versuchen konstant gehalten. Die erreichten Ausbrandwirkungsgrade lagen bei etwa 98 %. Der am Vollgerät 022 (6000 PS) gemessene Druckverlust betrug 2,5 %, die Wärmebelastung war $Q = 25 \cdot 10^6$ kcal/ m^3 h ata.

Auf Bild 5 ist die Form der Brennkammer ersichtlich. An zwölf einzelnen Primärkammern mit ihrer Eierbecherform schliesst sich ein zylindrischer Sekundärteil an, von dem aus der Turbinenleitkranz über einen Ringquerschnitt beaufschlagt wird. Der Primärteil trägt vorne die in einer bekannten Drallrose gelagerte Einspritzdüse. Der Außenmantel des Primärteiles geht aus der Drehkörperform allmählich in eine vierseitige Form über, bei welcher aber die zwei Seitenflächen herausgeschnitten werden, so dass nur noch oben und unten Lappen übrigbleiben, welche den Übergang zum Ringraum ermöglichen. Sie werden mit dem äusseren und dem inneren Mantel der Sekundärkammer unter Einhaltung eines Luftschlitzes vernietet. Wo zwei Primärkammern zusammenstoßen, bleibt ein Schlitz frei, der ebenfalls dem Lufteintritt dient. Alle Löcher und Schlitzte, welche die Verbrennung

steuern, sind so angeordnet, dass eine ganz bestimmte Luftüberschusszahl erreicht wird, und zwar bei Eintritt in den Primärteil $\lambda = 0,3$, im dicksten Teil der Brennkammer $\lambda = 1,8$, im Endquerschnitt $\lambda \sim 4$. Aus den Primärkammern treten die nach vollständiger Verbrennung entstehenden Gasströme in den gemeinsamen Sekundärteil und mischen sich mit der Kühlluft. Wie schon erwähnt, kann die Radialtemperaturverteilung durch Form, Lage und Anzahl der Luftpäckchen verändert werden.

Die Eintrittsgeschwindigkeit in die Brennkammer war etwa 50 m/s, die Austrittsgeschwindigkeit etwa 130 m/s. Der erreichte Bestwirkungsgrad betrug 99 %, ein Wert, welcher zweimal von russischen Forschungsstellen überprüft und bestätigt wurde. Die Lebensdauer solcher Brennkammern, welche für den 12 000-PS-Typ etwa 44 kg wogen, beträgt etwa 300 bis 500 Stunden. Bei der Lebensdauer-Betrachtung ist in erster Linie die Zahl und die Art der Beschleunigungs- und Verzögerungsvorgänge massgebend. Sie sind es, die die Brennkammern am heftigsten beanspruchen. Wir haben aus dieser Erkenntnis heraus abgekürzte Erprobungsverfahren eingeführt und an Stelle der langen Dauerläufe nur Beschleunigungs- und Verzögerungsläufe gefahren, um so die schwachen Stellen der Brennkammern am schnellsten kennenzulernen. Brennkammern ortsfester, der Energiegewinnung dienender Gasturbinen werden daher eine unvergleichlich höhere Lebensdauer bei gleichen Temperaturen aufweisen.

Die Einspritzdüsen wurden als Zweistufen-Düsen ausgebildet, um einen möglichst guten Leerlauf und eine sichere Verlöschnungsgrenze in grossen Höhen zu erreichen. Ein Torsraum, welcher kegelig zum Düsenloch abfällt, wird durch je zwei Tangentialbohrungen pro Stufe beaufschlagt. Bei Bodenbetrieb arbeiten beide Stufen.

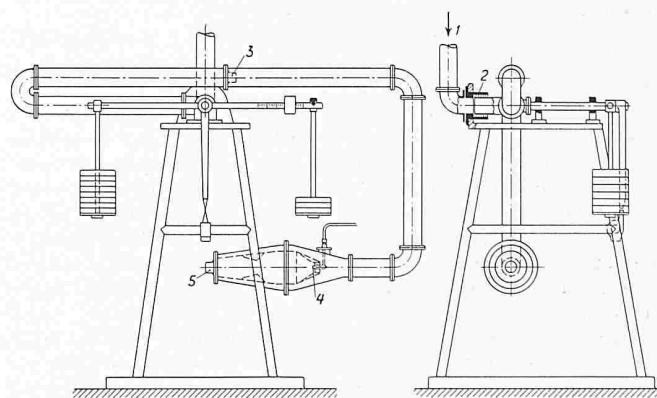


Bild 6. Brennkammerprüfstand (Schubwaage). 1 Luftzuführung vom Kompressor, 2 Labyrinthabdichtung, 3 VDI-Düse für Luftpumpe, 4 Brennstoffdüse, 5 Austrittsdüse

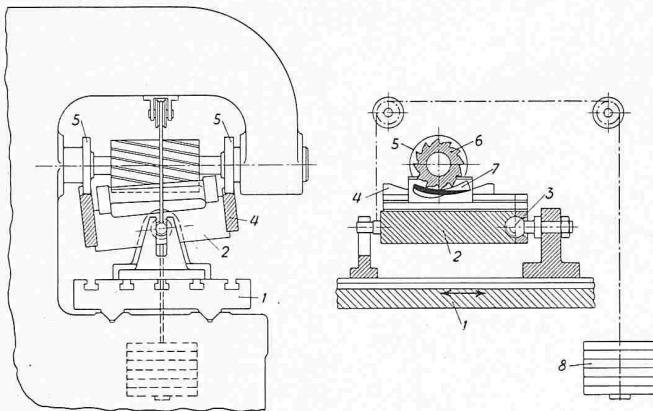


Bild 7. Vorrichtung zum Fräsen von Turbinenschaufeln. 1 Tisch, 2 Wippe, 3 Kugel, 4 Schablonen, 5 Führungsrollen, 6 Walzenfräser, 7 Turbinenschaufel, 8 Anpressgewicht

Die Brennkammern wurden durch Drücken und Pressen von 1 bis 1,5 mm starken hitze- und zunderbeständigen Blechen hergestellt; sie mussten nach dem Schweißen austenitisch geglättet werden.

3. Turbine

Auch bei der Turbine war es notwendig, nach den nicht gerade sehr günstigen Erfahrungen mit der ersten Konstruktion ein neues Auslegungsverfahren aufzustellen, das den Besonderheiten einer Flugturbine Rechnung trug. Die Verluste in den Randzonen, also am Aussendurchmesser und Nabendurchmesser, mussten ermittelt und in die Rechnung eingeführt werden (darüber sprach Dr. Gerhard Cordes, jetzt Professor an der Hochschule Dresden, auch ein ehemaliger Mitarbeiter von mir, auf dem zweiten Europäischen Luftfahrtkongress 1956 in Scheveningen). Um die Schaufelbeanspruchung vor allem in der ersten Stufe herabzusetzen, bzw. um bei einem bestimmten Schaufelmaterial höhere Temperaturen oder Umfangsgeschwindigkeiten zu lassen zu können, streben wir eine nach aussen zunehmende Temperaturverteilung an, was natürlich auch einer radial zunehmenden Gefälleverteilung entsprach. Aus konstruktiven Gründen sahen wir unverwundene Leitschaufeln vor, d. h. über dem Radius konstante Leitraustrittswinkel, und wir waren damit gezwungen, die klassische Drallverteilung nach dem Potentialwirbel zu verlassen. Die Gefälleaufteilung auf die einzelnen Turbinenstufen wurde in Strömungsrichtung abnehmend ausgeführt. Dadurch war es einerseits möglich, zu kleineren Temperaturen an der ersten Stufe zu kommen, was ja günstig war; anderseits hatte dies aber zur Folge, dass die erste Stufe im Querschnitt kleiner wurde, was wieder das Beschleunigungsverhalten verschlechterte. Wenn man nun noch berücksichtigt, dass die Forderung nach kleinstem Triebwerksgewicht eine kleinstmögliche Stufenzahl bedingt, so ist verständlich, dass dies nur mit hohen Umfangsgeschwindigkeiten und grossen Gefällen je Stufe verwirklicht werden konnte. Die verarbeiteten Gefälle erreichten bis zu 30 kcal/kg je Stufe, die Umfangsgeschwindigkeiten 300 bis 330 m/s im Schaufelmittelschnitt.

Ich habe nur einige Punkte aus der Fülle der Auslegungsprobleme herausgegriffen, um Ihnen versichern zu können, dass die Schwierigkeiten enorm gross waren, bis der Turbinenwirkungsgrad von 90 bis 93 % tatsächlich vorhanden war. Dass dies natürlich nur mit kleinsten Spalten zu erreichen ist, der gewählte kleine Spalt aber auch in keinem Betriebszustand der Maschine zum Anlaufen der Schaufeln führen darf, möchte ich besonders erwähnen. Das letztere konnten wir nicht hundertprozentig erfüllen und kleideten deshalb die Turbinenlaufringe mit Graphit- oder graphithähnlichen Klötzen aus, die ein Anstreifen der Schaufelspitzen ungefährlich machen.

Bei der konstruktiven Gestaltung der Turbine dürfte u. a. die Fertigung der Turbinenlaufschaufel interessieren (Bild 7). Da Kopierfräsen der Bauchseite bei den starken Krümmungen mit den uns zur Verfügung stehenden Mitteln nicht durchzuführen war, wurde die sogenannte Wippe eingeführt, eine Konstruktion des ehemaligen Mitarbeiters Dr.-Ing. Franz

Bredendick, Professor der Hochschule Dresden. Sie war auf einer horizontalen Fräsmaschine montiert und erzeugte mit genau vorgeschrivenen Kopf- und Fussprofilen die dazwischenliegende Kontur weitgehend in der gewünschten Form. Auf dem Fräser laufen zwei Führungsrollen, gegen die sich die Wippe über Kopf- und Fussprofilschablonen abstützt. Der erforderliche Anpressdruck wurde durch eine entsprechende Gewichtsbelastung erzielt. Die Laufschaufeln selbst waren mit dem bekannten Tannenzapfenfuss in die Scheiben eingesetzt. Gross waren hier anfangs die Fertigungsschwierigkeiten, da wir ohne Räumnadeln arbeiteten. Von der ursprünglichen Festpassung mussten wir auf einen Lockersitz übergehen, um die verschiedenen Wärmedehnkoeffizienten zwischen Scheibe und Schaufel auszugleichen. Ein bestimmtes Spiel der Schaufel spitze galt als Mass für den Tannenzapfensitz (bis ± 3 mm Bewegungsfreiheit an der Spitze, bei einer Gesamthöhe von 120 mm der Schaufel). Wichtig war bei der Schaufelkonstruktion noch, dass die Austrittskantenstärke nicht unter 1,2 mm lag und dass sämtliche Profile übereinander so angeordnet waren, dass die auftretenden Biegemomente keine Spannungsspitzen an den Ein- und Austrittskanten des Naboprofiles hervorriefen. Durch Verlegung des Gesamtschwerpunktes wurde das Spannungsbild weitestgehend beherrscht. Die Schaufeln wurden spiegelglatt poliert, um die Kerbempfindlichkeit des warmfesten Materials möglichst auszuschalten.

Die Turbinenscheiben waren mit der Turbinenflanschschwelle über Zentrierbüchsen mittels Dehnstiftschrauben verschraubt. Die Scheiben selbst wurden abschaltbar gekühlt, um nur bei Start- und Notleistung den Kraftstoffverbrauchsverlust, welcher bei Kühlung etwa 6–8 g/PSh ausmachte, in Kauf nehmen zu müssen. Die Kühlluft wurde der zehnten Stufe des Kompressors entnommen, der ersten Turbinenscheibe zugeführt und durch Bohrungen in der Scheibe zu der zweiten Stufe weitergeleitet.

Ein kritischer Bauteil war auch der erste Turbinenleitkranz. Nach mehreren Versuchsausführungen fanden wir aber eine befriedigende Lösung. Die U-förmigen Außen- und Innenringe wurden aus 2 mm starkem, warmfestem Blech gedrückt und die zum Durchstecken der aus einer Kobaltlegierung gegossenen Schaufeln erforderlichen Durchbrüche mittels des Elektroerosionsverfahrens ausgebrannt. Während also die Schaufeln hier lose waren, wurden sie in den folgenden Leiträdern mit dem Außenring verschweisst. Durch den Innenring waren sie auch hier nur lose hindurchgeführt.

Für Turbinenschaufeln konnte in der Sowjetunion bis zum Jahre 1953 nur ein austenitischer, aushärtbarer Chrom-Nickel-Mangan-Vanadium-Stahl verwendet werden, der einen verhältnismässig hohen Kohlenstoffgehalt aufwies. Für kürzere Lebensdauer in der Grössenordnung von 300 Stunden war dieser Stahl recht brauchbar, da er eine gute Zeitstandfestigkeit hatte. Um seine schlechte Zunderbeständigkeit zu verbessern, wurde das Blatt der fertigen Turbinenschaufeln galvanisch vernickelt. Nach 1953 waren auch Nimonic-Legierungen verfügbar.

Im Gegensatz zu ortsfesten Gasturbinen wird von Fluggasturbinen verlangt, dass sie sich in kürzester Zeit von Leerlauf auf Höchstleistung beschleunigen und ebenso rasch wieder auf Leerlauf bringen lassen. Diese Forderung führte nun zu ernstlichen Schwierigkeiten bei dem genannten Schaufelstahl. Während sich bei Versuchsläufen mit etwa konstanter Leistung keine Anstände ergaben, traten bei Läufen mit ständig eingeschalteten Beschleunigungen laufend Schaufelbrüche auf. Eingehende theoretische und statistische Untersuchungen führten zur Erkenntnis, dass es sich um Dauerbrüche handeln musste, die durch Temperaturwechselrisse infolge Kerbwirkung verursacht waren. Die Vorgänge, die zur Bildung von TemperaturwechselrisSEN führen und ihre Beeinflussung durch die physikalischen Eigenschaften des Werkstoffes hat ein ehemaliger Mitarbeiter von uns im «Archiv für das Eisenhüttenwesen» vom Mai 1956 unter B. Haas «Anforderungen an die Werkstoffe für Gasturbinen» beschrieben.

Es ergab sich ganz klar, dass diese, vorzugsweise an der Austrittskante des Blattes durch Thermoschock entstehenden Anrisse um so rascher aufraten, je gröber das Korn war. Erst durch geeignete Änderung des Schmiede- und Wärmebehandlungsverfahrens gelang es, Grobrekrystallisation zu vermeiden und genügend feines Korn zu erzeugen, womit bes-

sere Verformungsfähigkeit verbunden ist. Die Lebensdauer der Turbinenschaufeln konnte durch diese Massnahme so weit erhöht werden, dass die vorgeschriebene Anzahl von Beschleunigungen ohne Rissbildung ertragen wurde. Die gegenüber dem grobkörnigen Werkstoff etwas geringere Zeitstandsfestigkeit des feinkörnigen hatte in diesem Falle keinen Einfluss auf die Haltbarkeit der Schaufeln.

*

Ich möchte nun noch einige *allgemeine Betrachtungen* anschliessen:

Mannigfaltig waren die Grenzaufgaben, die wir aus Mangel an Hilfsmitteln, wie Instrumenten, Messeinrichtungen, thermodynamischen Tabellen usw. selbst lösen mussten. Alle JS-Tafeln für hohe Temperaturen mussten berechnet werden, Prandtl-Rohre, Messblenden, Kugelstaugeräte, Temperaturreseinenrichtungen selbst gemacht und geeicht werden. Bild 8 zeigt einen Mehrfachstrom-Thermogeber von der Seite im geöffneten Zustand. Der Geber ist als Dreifachgeber gezeichnet; er wurde bei uns aber auch als Fünffachgeber verwendet. Die geometrischen Abmessungen des Geber-Querschnittes waren abhängig von den uns zur Verfügung stehenden Keramikröhren. In vorliegendem Falle hatten die Röhren 3 mm Durchmesser und 0,8 mm Wandstärke. Sie wurden mit einer Mischung von reinem Aluminiumoxyd + Wasserglas + Asbestpulver im Geberschaft, soweit er im Gasquerschnitt liegt, eingekittet und bei normaler Temperatur eintrocknen gelassen. Der Geber gestattet die Bestimmung der statischen Temperatur nach den bekannten thermodynamischen Beziehungen:

$$t_{st} = t_{Geber} - \alpha t_{dyn} = t_{Geber} - \alpha \frac{c^2}{2g c_p / A}$$

Der Korrekturfaktor α muss durch Versuche bestimmt werden. Um die Austrittstemperatur aus der Turbine zu messen, wurde eine drehbare Schubdüse mit sechs Fünffachgebern konstruiert. Dadurch konnten Aussagen bezüglich der Temperaturverteilung über Umfang und Radius während des Betriebes gemacht werden. Außerdem war eine genaue Bestimmung der mittleren Gasttemperatur T_0 bei Turbinenaustritt möglich.

Gestatten Sie mir nun bitte noch einige Worte über unsere Arbeitsweise während der Entwicklung der Triebwerke. Dabei möchte ich mich auf den wichtigsten Punkt beschränken, auf die Beseitigung der auftretenden Defekte. Aus der Erkenntnis heraus, dass ein neues Triebwerk nur dann in kürzester Zeit für den offiziellen Abnahmelauf reif ist, wenn es gelingt, die grossen und kleinsten auftretenden Defekte schnellstens zu beseitigen, haben die Russen das sogenannte «Defektensystem» eingeführt. Systematisch erfasst und registriert dieses System jeden während der Entwicklung auftretenden Schaden und mag er noch so klein sein bzw. einigen Leuten noch so unwichtig erscheinen. Diese Registrierung ist eine Organisation für sich und beschäftigt reichlich auch eigene Kräfte. Aber, und das ist das Wesentlichste, sie stellt eine unerhörte erzieherische Massnahme dar und kann jedem Entwicklungswerk nur wärmstens empfohlen werden.

Jede Frittstelle, jede örtliche Deformation an der Brennkammer, schwierige Montagen, Ansetzen von verbranntem Öl, Schmutzansatz bei den Kompressorschaufern, das alles wurde zu «Defekt Nr. so und so viel» erklärt. Selbstverständlich, dass Brüche, Risse, Zerstörungen den ernsteren Teil dieser Registrierung darstellen. Auf Grund der Feststellung durch die Kontrolle erfolgt die Ausfolgerung eines Dokumentes, mit welchem die den Defekt verursachende Abteilung oder Gruppe belastet wurde. Automatisch nach 14 Tagen musste eine Stellungnahme zum Defekt und ein Vorschlag zu dessen Behbung beim Leiter der Abteilung vorliegen. Nach Genehmigung dieses Vorschlages wurde eine Frist für die Durchführung der Massnahme gegeben. War die getroffene Massnahme positiv, dann wurde der Defekt geschlossen. Durch dieses System ist kein noch so kleiner Defekt der kritischen Betrachtung entgangen, auf die oft nach üblicher Arbeitsweise verzichtet wird, um grösseren, wichtigeren Defekten den Vorrang zu geben, und die scheinbar unwichtigsten werden vergessen.

Ein anderes Kapitel ist der Staatslauf. Er ist in Russland eine Prüfung, von deren Strenge sich der europäische Techniker keine Vorstellung machen kann, und erfolgt, nachdem

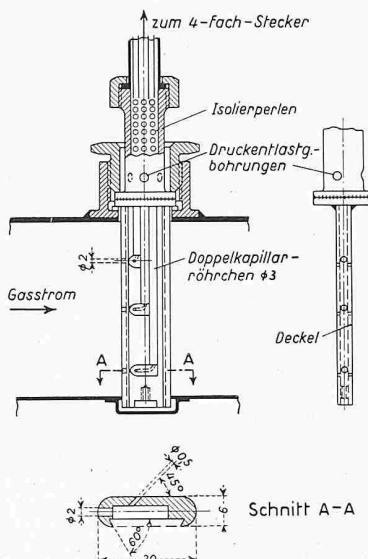


Bild 8. Thermogeber für drei Messstellen

Regelung genauestes Augenmerk gerichtet wurde. Anschliessend wurde jede Zeichnung geprüft, unterschrieben und nach Wochenlangen Besprechungen und Beanstandungen das Protokoll unterfertigt. Nach dem Hundertstundenlauf wurde der Motor zerlegt und mit der Lupe betrachtet. Eine noch so kleine Frittstelle, ein noch so kleiner Haarriss in der Brennkammer hatte zur Folge, dass der Lauf wiederholt werden musste. War der Lauf absolviert und der Befund gut, dann kam das Triebwerk unter Verschluss, galt nunmehr als serienreif und konnte für die Flugerprobung freigegeben werden. Eine Änderung während der Serienfertigung kam nicht in Frage, oder höchstens nur mit persönlicher Bewilligung des stellvertretenden Ministers.

*
Ich bin damit am Schluss meiner Ausführungen angelangt. Geheimnisse konnte ich Ihnen keine verraten, da mehr oder weniger bereits alles bekannt war. Mir selbst hat 1949 ein stellvertretender Minister für Luftfahrt, als ich meine Zweifel ausdrückte, ob ich als gezwungener Geheimsträger wohl jemals meine Familie wiedersehen werde, folgendes erklärt: «Sie werden alle in die Heimat zurückkommen, wenn Sie Ihre Arbeiten abgeschlossen haben und das Triebwerk irgendwo in Serie läuft. Sie können dann alles erzählen, das macht uns nichts. Nachbauen werden sie es sicher nicht. Im übrigen kochen wir alle mit Wasser; wieviele Triebwerke wir aber machen, das werden Sie nie erfahren und nur das interessiert den Westen.»

Sie können sich aus dem Vorhergesagten selbst ein Urteil über den Stand der Technik in der UdSSR im Jahre 1954 bilden. Die Darstellungen der WeltPresse und der technischen Zeitschriften über die russische Luftfahrtindustrie haben mangels genauer Unterlagen *einen Fehler*: sie werden einmal unter- und einmal überschätzt. Im übrigen wurden die reinen Schubgeräte nur von russischen Ingenieuren entwickelt und liegen jetzt bei Schüssen bis 8000 kg. Wenn auch einige nach dem Kriegsende in England gekaufte Triebwerke diese Entwicklung gefördert haben, so haben doch russische Ingenieure den Hauptanteil an dieser Arbeit geleistet. So war der Leiter des von uns aufgebauten Entwicklungswerkes ein Mann von hoher Intelligenz und reichem technischen Wissen. Er baute zielbewusst auf den Fundamenten auf, die wir gelegt haben.

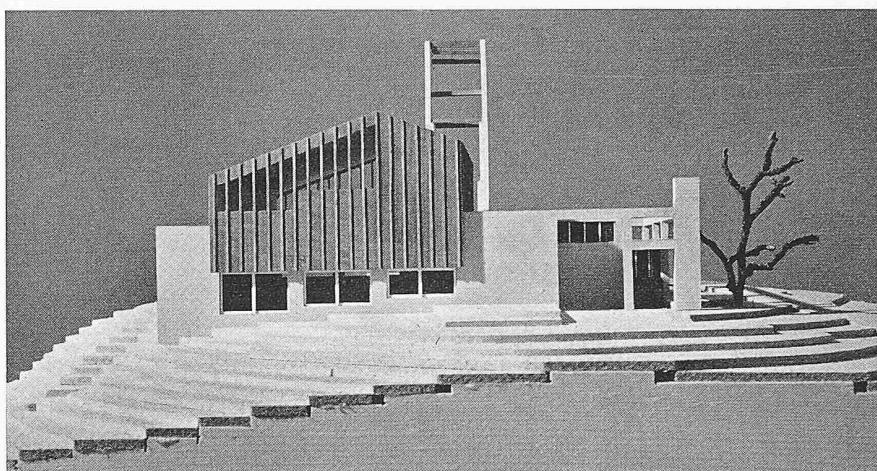
In der Sowjetunion herrscht eine Arbeitsorganisation, die in den westlichen Ländern bestenfalls in Kriegszeiten denkbar ist. Durch die zentrale industrielle Planung und Steuerung und die absolute Befehlsgewalt über die Werke können sie viele Kräfte dort einsetzen, wo sie es für erforderlich halten.

In Potsdam wurde der Sowjetunion das Recht zugesprochen, deutsche Arbeiter und deutsche Intelligenz nach Russland zwangsverpflichten zu können. Ihnen verdankt die Sowjetunion zum wesentlichen Teil ihre technische Mobilität. Von unseren 800 deutschen und österreichischen Ingenieuren und Arbeitern in Kuibischeff hat nicht ein einziger jemals freiwillig einen Vertrag unterzeichnet, als er nach Russland

etwa sechs- bis achtmal einwandfreie Hundertstundenläufe absolviert sind, unter der Kontrolle einer Kommission, welche sich aus Mitgliedern der Luftwaffe, staatlicher Forschung und Betriebsleitung zusammensetzt. Zuerst beginnt die Prüfung sämtlicher Berechnungsunterlagen auf dem Gebiete der Aerodynamik und Festigkeit. Dann, nach Festlegung der Messtoleranzen, beginnt der Prüflauf mit der Messung der Leistungsgrößen und der Kontrollwerte in dem gesamten Leistungsbereich, wobei auf den Beschleunigungs- und Verzögerungsbetrieb in bezug auf Stabilität der

verschleppt worden ist. Dass wir dort gearbeitet haben, allein auf uns gestellt, hart und viel, lag am Selbsterhaltungstrieb. Den Russen war es weniger darum zu tun, aus uns Kommunisten zu machen, sondern unsere Arbeitskraft restlos auszuschöpfen. Neun Jahre haben aber nicht ausgereicht, unsere Lebenskraft zu brechen. 45 Menschen starben während dieser Zeit, fünf nahmen sich das Leben, zwei sind wahnsinnig geworden. Der Rest ist im Sommer 1954 in die Heimat zurückgekehrt.

Wenn ich jetzt, nach zweijährigem Aufenthalt in Oesterreich, mit alten Kameraden an alten Problemen wieder zusammen arbeiten kann, dann liegt darin der gütige Ausgleich, den das Schicksal mir erwies.



Wettbewerb für eine Kirche in Effretikon

DK 726.5

Im Jahre 1956 waren zehn Architekten zu einem Wettbewerb eingeladen worden. Dessen Ergebnis (Einzelheiten s. SBZ 1956, Nr. 52, S. 802) gipfelte in der Empfehlung, die Verfasser der drei erstrangierten Entwürfe (es waren dies: E. Lamprecht und R. Constam, Danzeisen & Voser, Benedikt Huber) in direkten Aufträgen zur Weiterbearbeitung einzuladen. Die Kirchgemeinde folgte dieser Empfehlung und erklärte gleichzeitig alle andern sieben Teilnehmer ebenfalls berechtigt, ihr weiterbearbeitetes Projekt einzureichen, jedoch ohne Entschädigung.

Das Raumprogramm schreibt die Anordnung des Kirchgemeindesaals mit Bühne (350 Plätze) im Untergeschoss des Kirchenschiffs (400 feste und 50 bewegliche Plätze, erweiterbar um 150 Plätze) vor. Zwei weitere Räume für Unterricht usw. haben je 150 Plätze aufzuweisen; dazu kommen ein Sitzungszimmer, Teeküche, Turm für fünf Glocken usw. Ferner heisst es in den Richtlinien für die Weiterbearbeitung:

«Der Bau muss den Charakter einer einfachen Kirche aufweisen und soll jeden gesuchten Effekt vermeiden. Wir können uns nicht vorstellen, dass dieses Ziel auf unserm Bauplatz mit einem Flachdach erreicht werden kann. Wir legen Wert darauf, dass unser Dorf auch einen entsprechenden Kirchturm erhält. — Auch wenn der Parkplatz am Fusse des Hügels angelegt wird, so muss doch eine Zufahrt bis direkt vor die Kirche möglich sein.»

Expertenbericht

Die Expertenkommission stellt mit Genugtuung fest, dass beinahe sämtliche Projekte im Vergleich zum Ergebnis des Wettbewerbes der Lösung der Aufgabe wesentlich näher gekommen sind. Diese Fortschritte beziehen sich vor allem auf die Organisation der Grundrisse. Dies gilt auch für das neu konzipierte, früher erstprämierte Projekt, bei welchem in der neuen Fassung jedoch die architektonische Gestaltung an Frische eingebüßt hat.

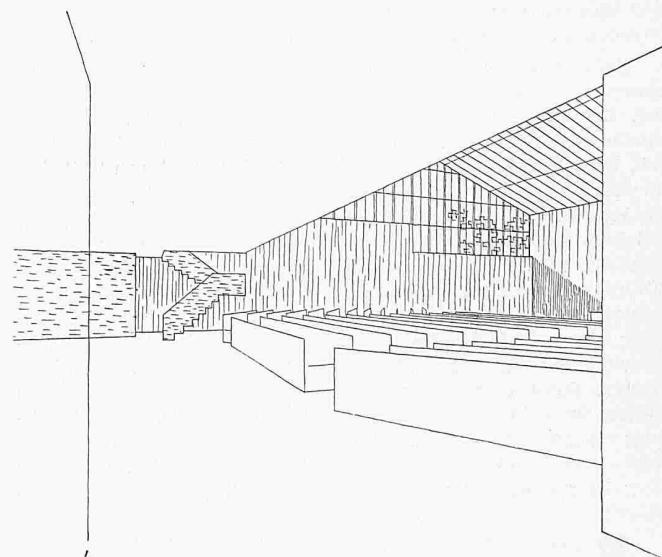
Es liegen lediglich zwei Projekte vor, welche die im Urteil des Preisgerichtes vom 19. Dezember 1956 und im Programm der Baukommission vom 4. März 1957 gestellten Forderungen in optimaler Weise erfüllen. Neben überzeugenden Gesamtlösungen sind darin auch alle wichtigen Einzelheiten besser als in den übrigen Vorschlägen gelöst worden. Die Verfasser dieser beiden Projekte sind Architekt B. Huber, Zürich, und Architekt E. Gisel, Zürich.

Das Projekt Huber stellt wiederum den Gedanken einer um die Kanzel sich sammelnden Gemeinde in den Vordergrund. Diesem Prinzip entspricht die innere Orientierung in der Dia-



Lageplan 1:2500, Aequidistanz der Höhenkurven 1 m

Zur Ausführung empfohlener Entwurf von Arch. Ernst Gisel, Zürich



Blick in den Kirchenraum vom Windfang her