

Anwendung des R-Antriebs bei Gleitbomben

Von Herbert Wagner

Eine zielbewußte Entwicklung von Raketen setzte in Deutschland etwa um das Jahr 1930 ein. Die Hoffnungen und dementsprechend die ins Auge gefaßten Anwendungsgebiete waren sehr weit gesteckt und grenzten manchmal an Utopische. Demgegenüber waren die erzielten Leistungen in den darauffolgenden Jahren so gering, daß die Meinung vieler Fachleute sehr skeptisch wurde. Nunmehr ist die Zeit gekommen, wo die Raketen hinsichtlich Betriebssicherheit und Einfachheit einen gewissen technischen Stand erreicht haben, und andererseits haben sich Anwendungsgebiete gefunden, die der jetzt erreichten Leistungsfähigkeit der Raketen entsprechen.

Ich gebe im folgenden zuerst einen kurzen Überblick über die Leistungsfähigkeit der Raketen, deute im Zusammenhang damit einige auf dem Bombengebiet liegende Anwendungen an und gebe einen Überblick über die Fragen, die bei der Anwendung dieser Raketen aufgetreten sind.

Bei Untersuchung der Frage, welche Aufgaben man mit den heutigen Raketen lösen kann, geht man von der Leistungsfähigkeit derselben aus. Als Maß für die Leistungsfähigkeit wollen wir nicht den meist üblichen Wert kg Baugewicht/kg sec Impuls, sondern den Kehrwert davon, also kgsec Impuls/kg Raketengewicht, also eine Zeit T_0 , die wir spezifischen Impuls nennen, verwenden. Als Raketengewicht setzen wir dabei das Leergewicht + $\frac{1}{2}$ des Treibstoffgewichts ein, da dieser Wert für die Anwendung maßgebend ist. Diese Zeit T_0 gibt an, wie lange z. B. eine senkrecht stehende Rakete ihr Gewicht tragen kann. Diese Zeit mit der Erdbeschleunigung multipliziert gibt andererseits die Anfangsgeschwindigkeit, die die Rakete sich selbst erteilen kann, wenn ihr ganzer Impuls nur zur Geschwindigkeitserteilung verwendet wird.

Diese Zeit T_0 ist bei der kalten Walter-Rakete, die zuerst greifbar war, 67 sec, bei den jetzt greifbaren Pulverraketen 100 sec und bei den heißen Flüssigkeitsraketen 110 bis 140 sec.

Ist die Rakete nur ein Teil des Gesamtgerätes, so wird auch hier der spez. Impuls T , also

Raketennimpuls
Gesamtgewicht

zweckmäßigerweise als sich aus der Aufgabenstellung ergebendes Maß für den Impulsaufwand genommen. Will man also z. B. zuerst ein Gerät auf 250 m/sec bringen, wofür ein spez. Impuls von 25 sec erforderlich ist, und diesen Körper dann z. B. im luftleeren Raum mit dieser Geschwindigkeit auf 10000 m Höhe, also 40 sec lang senkrecht steigen lassen, so ist für das letztere ein spez. Impuls von 40 sec erforderlich, so daß diese Gesamtaufgabe einen spez. Impuls von 65 sec erfordert. Die Rakete hat dann in 10000 m Höhe noch 250 m/sec Geschwindigkeit und steigt also noch weitere 25 sec infolge ihres Schwunges, so daß die gesamte Steigzeit bis zur Gipfelhöhe ebenfalls 65 sec beträgt. Wir sehen also, daß der spez. Impuls des Gesamtgerätes ganz unabhängig vom Geschwindigkeitsprogramm das gefahren wird, und stets gleich der Steigzeit im luftleeren Raum bis zur Gipfelhöhe ist, senkrecht Steigen vorausgesetzt. Im Gegensatz zum spez. Impuls T_0 der Rakete allein wollen wir den Wert Impuls/Gewicht für das Gesamtgerät Steigzeit T nennen.

Verwendet man für diese Aufgabenstellung eine Pulverrakete, die $T_0 = 100$ sec spez. Impuls hat, so darf sich, wie leicht einzusehen ist, das Gesamtgewicht des Körpers zum Gewicht der Rakete wie der spez. Impuls T_0 (der Rakete) zur Steigzeit T , also wie 100 : 65 verhalten. Wir müssen daher bei der Diskussion verschiedener Aufgaben jedesmal die Steigzeit T der Aufgabe mit dem spez. Impuls T_0 der Rakete vergleichen, um ein Maß für den erforderlichen Raketenaufwand bzw. das mögliche Nutzgewicht zu erhalten.

Die Tabelle 1 gibt nun die Leistungsfähigkeiten der vorhandenen Raketentypen für den Grenzfall an, daß die Aufwendung für Nutzlast und Steuerung usw. vernachlässigbar klein sei, also das Gewicht des Gesamtgerätes gleich dem Raketengewicht sei.

Da die Steigzeit durch den spez. Impuls gegeben ist, wird die Steighöhe am größten, wenn man mit größtmöglicher Geschwindigkeit fliegt, wenn man also von Anfang an den ganzen Raketenimpuls in Geschwindigkeit verwandelt. Dies gibt z. B. bei der Pulverrakete eine Steighöhe von 50 km, bei den besten Flüssigkeitsraketen, d. h. in diesem Falle bei den größten, da diese spez. am leichtesten sind, eine solche von 100 km. Wesentlich kleiner werden die Steighöhen, wie man aus dem ersten Beispiel schon erkannt hat, wenn man mit kleineren Geschwindigkeiten steigt, da dann der Impuls das Gewicht länger tragen muß. Die Aufgabe des Hochfluges mit solchen Raketen spitzt sich auf die Lösung des gesteuerten Hochgeschwindigkeitsflugs zu, wie dies bekanntlich von der Heeresversuchsstelle Peenemünde/Ost, Herrn v. Braun, bereits vor langer Zeit zielbewußt in die Hand genommen und gelöst wurde.

$$J = P \cdot t \cdot m \cdot c$$

Für Rakete allein $G_{\text{Gesamt}} = G_{\text{Rakete}} + \frac{1}{2} B$ V_0 (spez. Impuls) $G_{\text{Rakete}} = G_{\text{Rakete}} + \frac{1}{2} B$ T_0

Für Gesamtgerät $G_{\text{Gesamt}} = G_{\text{Rakete}} + \frac{1}{2} B$ T_0 V_0 (Stützzeit) T_0

Rakete	spez. Raketen-Gewicht $G_{\text{Rakete}} + \frac{1}{2} B$ kg Aggregat-Lose	T_0 m	V_0 m/sec	ideelle Steig-höhe $\frac{V_0^2}{2g}$ km	ideelle Reichweite			
					Parabelschuß im luftleeren Raum (45°) $(R = r)$ km	Flug bei Raketen start $L = g \cdot t^2$ $t = 0,1$ km	Flug bei Dauertrieb $V_{\text{max}} = 200$ $r = 0,1$ km	
Wasser Rakete (kalt)	0015	67	670	22	15	280	91	188
Pulver Rakete	0010	100	1000	50	100	500	160	320
Flüssig Rakete (heiß)	0001 : 0007	111 : 113	1110 : 1130	62 : 62	121 : 201	620 : 1020	182 : 216	364 : 492

Tab. 1

Wir stellen nun die Frage nach den theoretisch erreichbaren horizontalen Schußweiten. Wird auch hier der gesamte Raketenimpuls in eine Anfangsgeschwindigkeit umgesetzt und im luftleeren Raum unter 45° geschossen, so sind die mit den vorhandenen Raketen erzielbaren Reichweiten etwa 50 bzw. 100 bzw. 200 km. Schießt man dagegen horizontal ab und läßt man diesmal im luftgefüllten Raum das Gewicht der Rakete durch Tragflügel tragen, so ergibt sich für den Fall, daß man auch dabei den ganzen Raketenimpuls von Anfang an in Geschwindigkeit umsetzt, eine Reichweite von

$$T_0^2 \cdot g \cdot \frac{1}{2c}$$

im Vergleich zu

$$T_0 \cdot g$$

beim 45°-Abschuß im luftleeren Raum. Nimmt man als Gleitzahl fürs erste 0,1 an, so ergeben sich die fünffachen Reichweiten. Diese Annahme ist jedoch viel zu günstig, da bei den hohen Geschwindigkeiten von z. B. 1000 m/sec eine so kleine Gleitzahl kaum verwirklichtbar ist. Trotzdem erscheint mir das Ergebnis, daß man auf diese Weise bis zu 1000 km Reichweite erlangen könnte, erwähnenswert.

Wirklichkeitsnäher sind die beiden letzten Spalten, bei welchen angenommen ist, daß ein Teil des Impulses zuerst verwendet wird, um eine

erst nach Ausführung dieses Kurvenfluges konnte auf Deckung gesteuert werden. Um diesen umständlichen Anflug zu vermeiden, aber auch um aus kleineren Höhen werfen zu können, haben wir dann eine Rakete von solcher Größe vorgesehen, daß die Steigzeit der Hs 293 6-sec beträgt. Dadurch war es möglich, auf den geraden Anflug (Abbildung 2) überzugehen, wobei aber immer noch das Trägerflugzeug im Abwurfmoment für die Dauer von etwa 15 sec gedrosselt werden muß. Die erforderliche Abwurfhöhe, die vorher mindestens 1500 m betrug, konnte nunmehr auf 300 bis 500 m herabgesetzt werden. Dabei ist ein Teil des Gewinnes auf die der Bombe erteilte Zusatzgeschwindigkeit zurückzuführen. Ein weiterer Gewinn ergab sich daraus, daß die Bombe nunmehr von Anfang an vom Schützen gesteuert werden konnte, die erforderliche Steuerzeit und mithin die Abwurfentfernung also herabgesetzt werden konnten.

Da auch das Drosseln nach dem Abwurf unerwünscht ist, weil es die Gefahr des Angriffs durch Jäger erhöht, soll die Steigzeit auf 12 sec erhöht, also verdoppelt werden.

Als Maß für die Reichweitenvermehrung durch diese an sich geringen Steigzeiten möchte ich erwähnen, daß ein auf eine Anfangsgeschwindigkeit von 240 m/sec gebrachtes Flugzeug mit normaler Gleitzahl ohne jeden weiteren Vortrieb, also beim Ausschweben, etwa 20 km Horizontalflug ausführen kann. Bringt man also die Hs 293, die ja bereits 100 m Abwurfgeschwindigkeit hat, durch einen Impuls mit einer Steigzeit von 14 sec auf 240 m/sec, so sind horizontale Angriffsentfernungen von weit mehr als 10 km möglich. Erst bei noch größeren Angriffsentfernungen wird es zweckmäßig, außer einem Anfangsimpuls auch noch einen Dauerimpuls zu geben.

Auch für den Angriff von Flugzeug auf Flugzeug reichen die für die Hs 293 diskutierten Steigzeiten von 6 bis 14 sec aus, solange man die Flughöhe des Gegners etwas überhöhen oder zumindest erreichen kann. Will man jedoch aus etwas geringeren Flughöhen als der Gegner angreifen, so ist eine Steigzeit von etwa 20 bis 30 sec erforderlich, wobei ein Teil des Impulses für einen dauernden Schub verwendet werden muß.

Ich erwähne im folgenden noch einige besondere Fragen, die im Zusammenhang mit der Anbringung der Raketen an unseren Geräten aufgetreten sind und überwunden werden mußten oder die bei den jetzt ins Auge gefaßten Anwendungen auftreten.

Da die von uns vorgesehenen kalten Walter-Triebwerke in gefüllter Form nicht längere Zeit lagerfähig waren, haben wir (Abbildung 3) das Gerät vom übrigen Körper völlig getrennt und es mit einem Schnellverschluß außen angehängt. Der Schub wirkt etwa durch den gemeinsamen

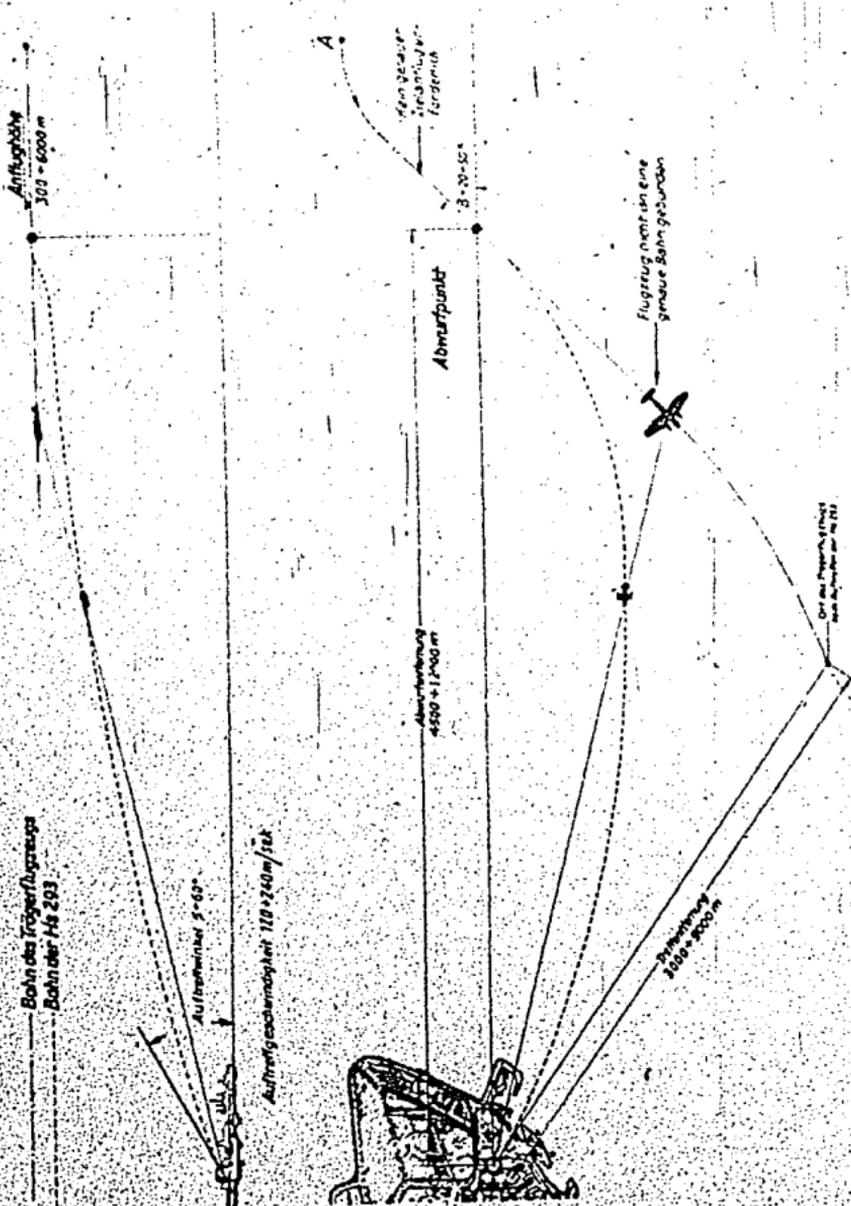


Abb. 2
Abwurfverfahren der Hs 203

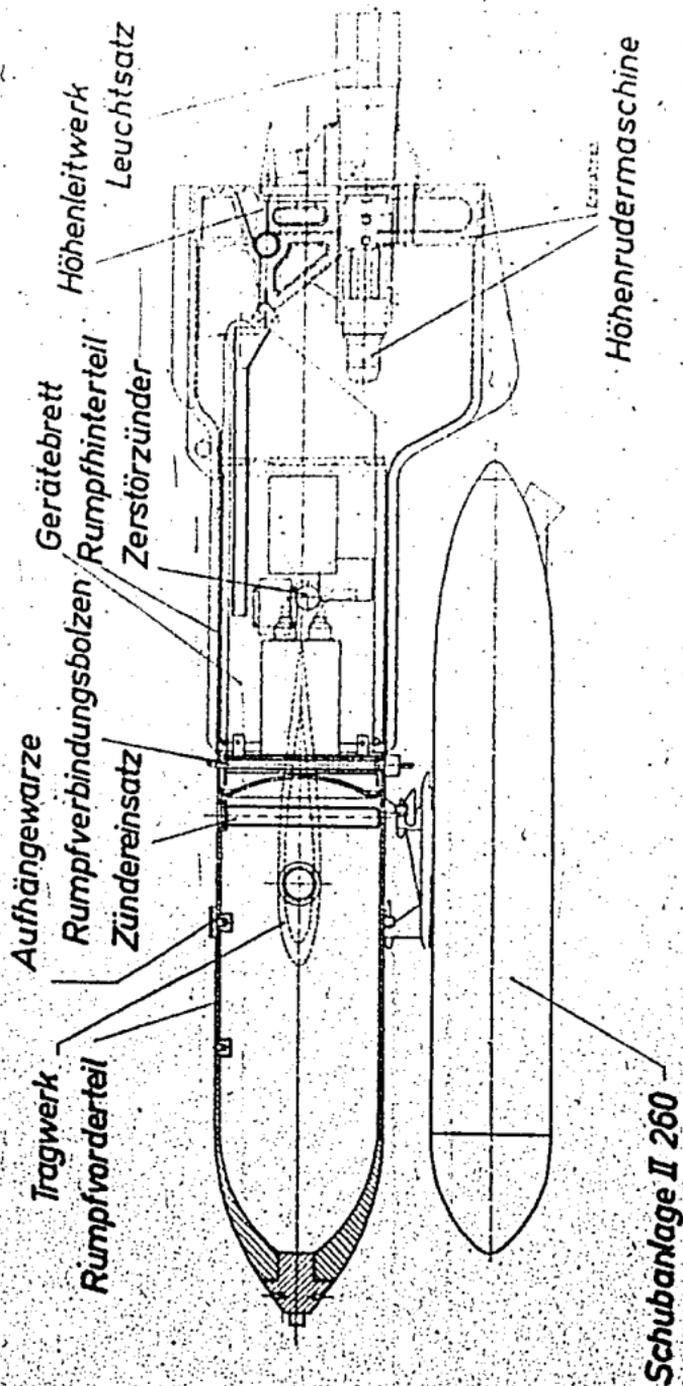


Abb. 3

II 263 Längsschnitt

Schubanlage II 260

Schwerpunktschrag nach oben. Von den heute in Entwicklung befindlichen Raketen wird erhofft, daß ihre Lagerfähigkeit im gefüllten Zustand $\frac{1}{2}$ bis $\frac{1}{3}$ Jahr beträgt. Solche Geräte wird man zwecks Verminderung des Luftwiderstandes in den Gesamtkörper einbauen. Es wird dabei auf leichte Ausbaubarkeit der Rakete immer größter Wert gelegt werden müssen, obwohl dies bei der erforderlichen großen Rängenaugkeit solcher Zellen Schwierigkeiten macht. Einige Schwierigkeit bereitet die Heizung der Rakete mit Warmluft, die dadurch erforderlich wurde, daß ein Teil der Treibstoffe niedrige Temperaturen nicht aushält. Künftige Geräte werden hoffentlich temperaturunabhängige Treibstoffe haben.

Die Hs 293 hat so große Tragflügel, daß die Bombe nach oben und unten beschleunigt werden kann. Da auch in Längsrichtung, je nach dem Flugzustand, die Beschleunigung nach vorn oder hinten gerichtet sein kann, wird an die Rakete die Forderung gestellt, daß sie bei jeder beliebigen Richtung der resultierenden Beschleunigung auf das Gerät betriebsfähig bleibt. Den Treibstoff von Flüssigkeitsraketen dabei sicher aus den Behältern zu bekommen, ist eine schwierige Aufgabe, die bei der Hs 293 noch nicht gelöst, aber bei modernen Flüssigkeitsraketen und vor allem bei Pulverraketen erfüllt ist.

Auf die Genauigkeit der Strahlrichtung kam es bei der verhältnismäßig geringen Raketenschubkraft der Hs 293 nicht an. Kritisch wird diese Aufgabe, wenn man Raketen als Startmittel ohne Startbahn verwendet, da dann im Anfang noch keine Luftkräfte vorhanden sind, die den durch die Exzentrizität entstehenden Ausdehnungen des Gerätes entgegenwirken könnten. In diesen Fällen muß eine Genauigkeit der Strahlrichtung von weniger als 0.1° gefordert werden.

Bei der Hs 293 wurde auch keine scharfe Forderung auf Genauigkeit des Impulses bzw. der Schubkraft erhoben. Bei Startraketen und bei Dauerbrandraketen für von unten nach oben fliegende Geräte ist ein genauer Impuls bzw. eine genaue Schubkraftregelung erforderlich. Bei solchen Geräten will man einerseits eine möglichst große Geschwindigkeit haben, um die Steighöhe groß zu machen, andererseits darf man, zumindest bei Unterschallflug, eine gewisse Geschwindigkeit nicht überschreiten, weil bei Annäherung an die Schallgeschwindigkeit die Tragflügel die Fähigkeit verlieren, diejenigen Auftriebskräfte zu geben, die für ferngesteuerte Raketen verlangt werden müssen.

Schwierigkeiten traten auch dadurch auf, daß die Rakete den Funkstörte. Bei der Hs 293 brennt die Rakete nur am Anfang wenige Sekunden lang, und die Hs 293 befindet sich dann noch in großer Nähe des Senders, so daß dann die Empfangsenergie noch groß ist. Folglich konnten die Schwierigkeiten leicht beherrscht werden. Bei dauernd

brennenden Raketen und besonders bei den nichterleuchteten Grad heißen Hochstrahlen wird die Überwindung dieser Schwierigkeiten sorgfältiger Arbeit bedürfen.

Bei der Hs 293 und ähnlichen fertigestellerten Geräten spielt der Gesichtspunkt eine Rolle, daß das Gerät nicht vom Gegner gesehen werden soll, um ihn nicht zur Einleitung von Abwehrmaßnahmen anzuregen. Am Tage ist hier vor allem eine Rauchentwicklung von Seiten der Rakete zu vermeiden. In dieser Hinsicht ist das kalte Walter-Triebwerk ungünstig. Gehen wir später aus Gründen der Reichweitenvermehrung zu dauernd brennenden Raketen über, so ist die Vermeidung der Rauchentwicklung auch wichtig, damit das Ziel nicht verschleiert wird. Damit das Gerät in der Nacht nicht gesehen werden kann, darf die Rakete keinen Feuerstrahl machen. In dieser Hinsicht ist die kalte, flammlos brennende Walter-Rakete einwandfrei. Bei dauernd brennenden Raketen möchten wir andererseits bei anderen Anwendungen den zur Kenntlichmachung des Gerätes erforderlichen Magnesium-Brandsatz vermeiden, da er Gewicht und vor allem Luftwiderstand gibt, und statt dessen für diesen Fall von der Rakete eine hohe Leuchtkraft verlangen und am liebsten den Feuerstrahl rot färben. Für den Nachteinsatz wäre dann wieder eine wohl dosierte geringe Leuchtkraft erwünscht.

Großer Wert mußte schon bei der Hs 293 auf die völlig sichere Zündung der Raketen gelegt werden, da im Falle des Versagens der Zündung das Gerät nicht vorgeholt wird und somit eine Kollisionsgefahr zwischen Trägerflugzeug und Bombe besteht. Ebenso wichtig kann eine völlig sichere Zündung werden, wenn es sich um die Verwendung von Raketen für den Start von Fluggeschossen vom Boden aus handelt.

Ich habe einen kurzen Überblick über die Leistungsfähigkeit von Raketen und über die Anwendung der Raketen bei Gleitbomben gegeben und möchte mit dem Ausdruck der Überzeugung schließen, daß solche Raketen für ähnliche Kriegszwecke in allernächster Zeit weiteste Anwendung finden werden.

Schlußwort

Busemann: Der Vortrag von Herrn Wagner beleuchtete die Schwierigkeiten, die für den Erfinder einer Rakete immer dann noch auftreten, wenn er sie für betriebsmäßige Zwecke einsetzen will, und wir können froh sein, daß auch diese Aufgaben bereits rechtzeitig, und zwar vor dem Krieg, von den verschiedensten Stellen in die Hand genommen wurden, so daß wir erwarten können, daß die Möglichkeiten, die in einer Rakete überhaupt stecken, um sie in diesem Kriege anwenden zu können, genügend lange vorbereitet sind.

Dann möchte ich zum Schluß sämtlichen Vortragenden, die heute gesprochen haben, und den Diskussionsrednern den besten Dank aussprechen. Die Veranstaltung, die wir heute über dieses Fachgebiet gehabt haben, war, wie Sie wohl alle gehört haben, sehr aufschlußreich für diejenigen, die noch nicht genau wußten, ob wir in diesem Krieg etwas damit anfangen können, und auch für diejenigen, die nicht bei allen Entwicklungsstellen herumgehen können, um zu sehen, was dort anläuft und wie weit jeder ist. Sie sehen, daß an allen Sauerstoffträgern irgendeine Firma gearbeitet hat, und daß auch die Frage der Anwendung der Rakete für militärische Zwecke in gute Hände gegeben ist. Ich möchte also sämtlichen Vortragenden und Diskussionsrednern danken und zugleich allen Teilnehmern, daß sie so treu ausgehalten haben.

Vortragende und Ausspracheredner

Mitglieder der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung

- * Baumker, Adolf, Ministerialdirigent im Reichsluftfahrtministerium, Kanzler der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung, München.
- * Betz, Albert, Professor Dr. phil., Aerodynamische Versuchsanstalt Göttingen E. V.
- * Buschmann, Adolf, Professor Dr.-Ing., Luftfahrtforschungsanstalt Hermann Göring, Braunschweig.
- Danköhler, Gerhard, Dr. habil., Luftfahrtforschungsanstalt Hermann Göring, Braunschweig.
- * Dinner, Erich, Dipl.-Ing., Direktor, Forschungsanstalt der Deutschen Waffen- und Munition-fabriken A.G., Lübeck.
- Hedwig, Karl-Heinz, Fliegerstabsing. a. K., Reichsluftfahrtministerium, Berlin.
- Hertel, Walter, Dr. rer. nat., Forschungsführung des R. d. L. und Ob. d. L., Berlin.
- Hoffmann, Heinrich, Ing., Deutsche Forschungsanstalt für Segelflug Ernst Udet, Flughafen Ainring, Post Freilassing/Obb.
- * Klein, Heinrich, Dr.-Ing., Direktor, Rheinmetall-Borsig A.-G., Berlin.
- * Lindner, Werner, Professor Dr.-Ing., Technische Hochschule, Breslau.
- * Lippisch, Alexander, Dr. phil., Luftfahrtforschungsanstalt München E. V., Werk Wien.
- * Lutz, Otto, Professor Dr.-Ing. habil., Büssing-NAG Flugmotorenwerke G. m. b. H., Braunschweig.
- * Madelung, Georg, Professor Dr.-Ing., Forschungsanstalt Graf Zeppelin, Ruit über Ellingen a. N.
- * Philippovich von Philippsberg, Alexander, Dr. phil., Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin.
- * Prandtl, Ludwig, Professor Dr. phil., Dr.-Ing. F. h., Kaiser-Wilhelm-Institut für Strömungsforschung, Göttingen.
- Sänger, Eugen, Dr.-Ing., Deutsche Forschungsanstalt für Segelflug Ernst Udet, Flughafen Ainring, Post Freilassing/Obb.
- Schelp, Helmut, Fliegerstabsing., Flugbaumeister, Reichsluftfahrtministerium, Berlin.
- Schilling, Werner, Dr. phil., Fliegerhaupting. d. B., Reichsluftfahrtministerium, Berlin.
- * Schmidt, Ernst, Professor Dr.-Ing., Luftfahrtforschungsanstalt Hermann Göring, Braunschweig.
- Tilling, Richard, Hauptmann, Reichsluftfahrtministerium, Berlin.
- Voß, Günther, Fliegerstabsing., Dipl.-Ing., Forschungsführung des R. d. L. und Ob. d. L., Berlin.
- Vüllers, Hermann, Dr.-Ing., Ohering., Rheinmetall-Borsig A.-G., Berlin.
- * Wagner, Herbert, Professor Dr.-Ing., Direktor, Henschel Flugzeugwerke A.-G., Schönefeld, Kr. Teltow über Berlin-Grünau.
- Walter, Hellmuth, Ing., Wehrwirtschaftsführer, Kiel.
- Zborowski, Helmut, Dipl.-Ing., BMW-Flugmotorenwerke Brandenburg G. m. b. H., Berlin.