Eidg. Departement für Umwelt, Verkehr
Energie und Kommunikation

Nr. 1658

Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfallkommission

über den Unfall

des Helikopters Robinson R-22, HB-XZW
vom 27. Dezember 1994
in der Stadt Zürich

Dieser Schlussbericht wurde von der Eidgenössischen Flugunfallkommission nach einem Ueberprüfungsverfahren gemäss Art. 22 - 24 der Verordnung vom 23. November 1994 über die Untersuchung von Flugunfällen und schweren Vorfällen erstellt (VFU / SR 748.126.3). Er basiert auf dem Untersuchungsbericht des Büros für Flugunfalluntersuchungen vom 13.1.1996.

Causes

L'accident est dû à:

- une utilisation de l'hélicoptère Robinson R 22 en dehors de son enveloppe opérationnelle prescrite, ayant entrainé un "inflight breakup" (désintégration en vol) consécutif à un "mast bumping";
- une enveloppe opérationnelle restreinte de l'hélicoptère due au système rotor principal utilisé;
- une conception du système rotor principal pouvant générer des effets aérodynamiques nécessitant de la part du pilote des réactions particulières;

Ont contribué très vraisemblablement à l'accident:

- des turbulences trop importantes pour ce type d'hélicoptère ayant amené son rotor principal en situation de "low g";
- une appréciation optimiste des conditions de vent par le pilote .

Recommandations

1. L'établissement de la preuve de conformité aux exigences FAR Part 27, amendement 27.1 à 27.10, devrait être reconsidéré. Il devrait garantir que même sur un système rotor principal instable (par exemple "low g") les mouvements de contrôle du pilote ne permettent pas de mener à des situations de vol dangereuses.
2. Les exigences FAR devraient être completées de telle façon que sur des hélicoptères légers, l'énergie cinétique développée par les pales de leur rotor principal soit suffisante pour que la chute du régime rotor laisse au pilote plus de temps pour sortir d'une situation critique.
3. Des plaquettes devraient être apposées dans le cockpit portant l'avertissement: "Avoid low g.any time".
4. Le réchauffage carburateur devrait être utilisé dans toutes les conditions dangereuses.
5. L'utilisation et la manipulation du réchauffage carburateur devraient être prescriptes dans les "operational procedures" du manuel de vol de manière à éviter au pilote de devoir lâcher la commande du pas collectif au-dessous de 150 m / sol.
6. Tous les hélicoptères Robinson R 22 devraient être équipés d'un "governor"; celui-ci devrait rester enclanché pendant toute la durée du vol. La panne du "governor" ainsi que les actions à entreprendre dans ce cas devraient être décrites dans le manuel de vol.
7. Toutes les recommandations mentionnées ci-dessus s'appliquent également au Robinson R 44.

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zweck der Flugunfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen ist nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 des Luftfahrtgesetzes vom 21.12.1948, LFG, SR 748.0).

0. Allgemeines

0.1 Kurzdarstellung

Am 27. Dezember 1994 um ca. 1350 Uhr[1)] startete der Pilot mit dem Helikopter Robinson R22, HB-XZW, auf dem Flughafen Zürich mit einem Passagier an Bord zu einem privaten Rundflug. Nach einem ca. 45 Min. dauernden Flug meldete sich der Pilot um 1434 Uhr ca. 15 km südöstlich von Zürich bei der Flugverkehrsleitstelle, um zum Flughafen Zürich zurückzufliegen. Der Flugverkehrsleiter gab dem Piloten eine Freigabe für den Einflug über die Sichtanflugroute bis zum Checkpoint Katzensee via Zürich City und Gasometer. Beim Ueberflug der Stadt Zürich verlor der Helikopter Teile am Heck und stürzte anschliessend auf einen Wohnblock ab. Pilot und Passagier erlitten dabei tödliche Verletzungen. Es entstand Sachschaden am Wohnblock und eine Störung im Ablauf des öffentlichen Verkehrs. Der Helikopter wurde zerstört.

0.2 Untersuchung

Der Unfall ereignete sich um ca. 1440 Uhr. Die Meldung traf um ca. 1455 Uhr beim Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU) ein. Die Untersuchung wurde um ca. 1605 Uhr an der Unfallstelle in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Zürich, dem Wissenschaftlichen Dienst der Stadtpolizei Zürich (WD), dem Institut für Rechtsmedizin der Universität Zürich (IRM) und dem Untersuchungsrichter von Zürich begonnen. Sie wurde von Herrn G. Hirni geleitet.

Gemäss Anhang 13 des Abkommens über die internationale Zivilluftfahrt hat der Herstellerstaat (USA) die Möglichkeit, akkreditierte Vertreter zur Untersuchung zu entsenden. Auf Anfrage des BFU wirkten bei der Untersuchung Vertreter der US-Untersuchungsbehörde (NTSB), der US-Luftfahrtbehörde (FAA) und des Herstellers (Firma Robinson Helicopter, USA) mit. In die Untersuchung miteinbezogen wurden nebst dem WD und dem IRM u.a. auch Vertreter des Bundesamtes für Zivilluftfahrt (BAZL), der Eidgenössischen Materialprüfungsanstalt (EMPA) sowie Vertreter von Halter und Eigentümer des Luftfahrtzeuges resp. des Unterhaltsbetriebes.

---

1) Alle Zeiten sind Lokalzeiten (UTC+1)

1. Festgestellte Tatsachen

1.1 Flugverlauf

Am 27. Dezember 1994 bereitete der Pilot auf dem Flughafen Zürich einen privaten Rekognoszierungsflug mit dem Helikopter Robinson R22, HB-XZW, ins Zürcher Oberland und zurück zum Ausgangspunkt vor. Im General Aviation Center (GAC) führte der Pilot folgende Tätigkeiten durch: er beschaffte sich eine KOSIF-Karte (Karte über militärische Schiessgebiete), druckte um 1312 Uhr eine Angabe über den "Mittleren Wind" aus, stellte seinem Passagier einen Flugschein aus und füllte eine Fluganmeldung aus. Auf dem Helikopterlandeplatz liess er den Helikopter mit 60 l nachtanken und führte eine Vorflugkontrolle durch. Kurz vor 1400 Uhr hob der Pilot mit dem Helikopter ab.

Der Flugweg führte über die Sichtflugroute Nr. 3 nach Attikon, weiter nach Aadorf, Bäretswil und anschliessend nach Männedorf. Dort wurde der Helikopter von Verwandten gesichtet. Um 14:33:40 meldete sich der Pilot auf der Frequenz des Kontrollturms Flughafen Zürich und bat um eine Einflugfreigabe. Diese wurde ihm vom Flugverkehrsleiter gegeben, mit dem Hinweis, sich beim Checkpoint Katzensee erneut zu melden. Der Pilot flog zum Checkpoint City. Nach dem Seeende beobachteten mehrere Zeugen den Helikopter, wie er in Richtung Limmattal (Schlieren/Gasometer) weiterflog.

Alle Zeugen sagten aus, dass der Helikopter mit einer normalen Reisefluggeschwindigkeit über die Stadt geflogen sei. Die Flughöhe schätzten sie auf 200 m bis 400 m über Grund, d.h. der Helikopter soll nicht ganz die Höhe des Uetliberges erreicht haben. Besondere Wahrnehmungen in Bezug auf Motorenlärm, unübliche Fluglagen des Helikopters, etc. haben die Zeugen bis zu diesem Zeitpunkt nicht wahrgenommen. Zusammengefasst beschrieben die Zeugen den weiteren Flugverlauf wie folgt: der Motor habe den bei Helikoptern üblichen Lärm gemacht; die Hauptrotorblätter hätten teilweise geknattert; plötzlich sei das Heck des Helikopters gegenüber der Kabine instabil geworden und habe seitlich ausgeschlagen. Einige Zeugen haben beobachtet, wie der Helikopter eine Rollbewegung um die Längsachse nach rechts durchgeführt hat. Unmittelbar darauf seien Teile im Bereiche des Hecks weggeschleudert worden. Anschliessend hätten sich die Hauptrotorblätter wie ein Klappmesser nach oben verbogen (coning), seien nahezu still gestanden und der Helikopter sei nach vorne gekippt. Er sei bei geringer Vorwärtsgeschwindigkeit in einen sehr steilen Sinkflug übergegangen und unkontrolliert in die Vorkragung der obersten Eckwohnung eines dreistöckigen Wohnhauses abgestürzt.

Zur Unfallzeit haben, insbesondere am Uetliberg, zum Teil stürmische Winde geherrscht.

Koordinaten der Unfallstelle: ca. 680 500 / 247 100 Höhe: ca. 450 m/M

Landeskarte der Schweiz 1:25'000, Blatt Nr. 1'091, Zürich

1.2 Personenschäden

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	1	1	-

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde zerstört.

1.4 Sachschaden Dritter

Es entstand grosser Gebäudeschaden, eine geringe Gewässerverschmutzung durch auslaufenden Treibstoff und eine Störung im Ablauf des öffentlichen Verkehrs (Sperre während einiger Stunden von zwei Strassenbahnlinien an der Birmensdorferstrasse).

1.5 Beteiligte Personen

1.5.1 Pilot

+ Schweizer Bürger, Jahrgang 1996

Ausweis für Privatpiloten (Kat. Hubschrauber) Nr. 25'672, ausgestellt durch das BAZL, gültig bis 13. Juni 1995.

Erweiterungen:	Radiotelefonie UIT vom 18. Mai 1993
Eingetragene Luftfahrzeugmuster:	R22, Bell 206-Typen, Hughes 300
Besonderes:	Den Eintrag für das Muster Robinson R22 erlangte der Pilot am 17. Dezember 1994 vom BAZL.
	Der Pilot hat den freiwilligen, in den USA vermittelten "factory safety course" für Robinson Helikopter nicht absolviert.
	Der Pilot besass eine Bewilligung für Aussenlandungen mit Helikoptern für nicht gewerbsmässige Flüge.

Flugerfahrung

Insgesamt 91 Std., wovon 21 Std. auf dem Unfallmuster; in den letzten 90 Tagen 6 Std., wovon 4 Std. auf dem Unfallmuster.

Der Pilot hatte in der Zeit zwischen dem Beginn der Flugausbildung im Jahre 1991 und dem Unfall einige grössere Flugbetriebsunterbrüche zu verzeichnen. Nachdem er mit dem Muster R22 die Flugausbildung begonnen hatte - er flog 17 Flugstunden, jedoch nie im Alleinflug - wechselte er auf die Helikoptertypen HU 300 und Bell Jet Ranger über. Erst unmittelbar vor dem Unfall, nach 4 zusätzlichen R22-Flugstunden, erlangte der Pilot den Eintrag für dieses Baumuster.

Beginn der fliegerischen Ausbildung am:	6. Juni 1991
Letzte fliegerärztliche Untersuchung am:	11. Juni 1993
Befund:	tauglich ohne Einschränkungen.

1.5.2 Passagier

+Schweizer Bürger, Jahrgang 1967

Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

1.6 Helikopter

Muster:	Robinson R22 Beta
Hersteller:	Robinson Helicopter, Torrance/Kalifornien (USA)

Charakteristik:	Einmotoriger, zweiplätziger Kolbenmotorhelikopter mit festem Kufenlandegestell
Baujahr/Werknr.:	1993 / 2'387
Motor:	Hersteller: AVCO-Textron Lycoming Muster: Lyc 0-320-B2C Leistung: 118 kW / 160 PS
Verkehrsbewilligung:	ausgestellt durch das BAZL am 8. März 1993, gültig bis auf Widerruf
Lufttüchtigkeitszeugnis:	ausgestellt durch das BAZL am 8. März 1993
Eigentümer und Halter:	privat
Zulassungsbereich:	im privaten Einsatz: VFR bei Tag und Nacht
Betriebsstunden im Unfallzeitpunkt:	Zelle und Motor: 317 Stunden
Betriebszeiten:	Die letzte BAZL-Prüfung erfolgte am 3. Februar 1994 bei 44 Betriebsstunden. Die letzte 100-Stunden-Kontrolle wurde am 4. November 1994 bei 296 Betriebsstunden durchgeführt.
Masse und Schwerpunkt:	Die maximale Abflugmasse beträgt 1'370 lbs / 622 kg; die Masse im Unfallzeitpunkt betrug ca. 1'220 lbs / 551 kg. Masse und Schwerpunkt befanden sich während des Unfallfluges innerhalb der zulässigen Grenzen.
Flugzeitreserve:	ca. 1 1/2 Std. (ca. 45 l)

1.7 Wetter

1.7.1 Gemäss Bericht der Meteorologischen Anstalt Zürich (SMA)

Allgemeine Wetterlage:

Westwindlage mit Zufuhr feuchtmilder Atlantikluft

Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit:

Wetter/Wolken:	leichter Regen, sct auf 1'000 m/M und 1'800 m/M, bkn in 2'000 m/M
Sicht:	über 10 km
Wind:	SMA: 230/18 max 36 kt Uetliberg: 250/30 max 50 kt
Temperatur/Taupunkt:	7° C / 4° C
Luftdruck:	1'011 hPa QNH
Gefahren:	Westwindturbulenz, Vereisungsgefahr ab 1'500 m/M
Sonnenstand:	Azimut: 212° Höhe: 12°
Bemerkungen:	Keine

1.7.2 Gemäss Bericht Wetterzentrale Flughafen Zürich um 1420 Uhr Lokalzeit

Wetter/Wolken:	Plafond 3/8 1'500; 3/8 4'000; 7/8 7'000
Sicht:	35 km

Wind:	240/08 gusts 24 kt	
	Zürichberg:	230/19 gusts 27
	Lägern:	190/23 gusts 37 kt
Temperatur/Taupunkt:	7° C / 4° C	
Luftdruck:	1'011 hPa QNH	

1.7.3 **Gemäss Auszug INFO-System METEOR (Mittlerer Wind in den letzten 10 Minuten) Flughafen Zürich um 1312 Uhr Lokalzeit**

(Dokument, das der Pilot ausdrucken liess und mit sich führte)

SHA (Schaffhausen):	230/16	GUT (Güttingen):	240/09
LAE (Lägern):	200/25	TAE (Taenikon):	200/12
KLO (Kloten):	240/13	STG (St. Gallen):	240/05
BUS (Buchs):	250/10	REH (Reckenholz):	240/10
SMA (Stadt Zürich):	220/12	HOE (Hörnli):	250/25
WYN (Wynau):	230/10	WAE (Wädenswil):	160/02
NAP (Napf):	220/19	SAE (Säntis):	230/28
LUZ (Luzern):	001/02	VAD (Vaduz):	140/11
PIL (Pilatus):	220/08	GLA (Glarus):	120/01
JUN (Jungfraujoch):	300/03	WFJ (W.fluhjoch):	180/01

1.7.4 **Inhalt Automatic Terminal Information Service (ATIS) um 1320 Uhr Lokalzeit**

RWY 34:	220/19	
Ldg RWY 14/16:	250/15 max 26 kt	
Wolken:	sct 2'000; sct 4'200; brk 7'000	
Sicht:	35 km	
Temperatur/Taupunkt:	7° C / 4° C	
Luftdruck:	QNH: 1'012 h Pa	
	QFE THR 14:	961 h Pa
	QFE THR 16:	962 h Pa
	QFE THR 28:	961 h Pa
Gefahren:	moderate windshear on final ldg RWY 14/16	
Bemerkungen:	nosig	

1.8 **Navigations-Bodenanlagen**

Nicht betroffen.

1.9 **Funkverkehr**

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und dem Flugverkehrsleiter im Kontrollturm Flughafen Zürich wickelte sich bis zum Unfallzeitpunkt ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab.

1.10 **Flughafenanlagen**

Nicht betroffen.

1.11 **Flugschreiber**

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.12 Befunde an der Unfallstelle und am Wrack

1.12.1 Befunde Unfallstelle

Der Pilot verlor über der Stadt Zürich, d.h. am Osthang einer Nord-Süd verlaufenden Hügelkrete (Uetliberg) die Kontrolle über den Helikopter. Der Helikopter stürzte in einem dicht überbauten Wohnquartier an der Birmensdorferstrasse in Zürich in die Vorkragung der obersten Eckwohnung eines dreistöckigen Wohnhauses ab und blieb dort hängen (Beilage Nr. 1). Der tödlich verletzte Pilot wurde in der Kabine verkeilt; der tödlich verletzte Passagier stürzte auf den Gehsteig. Auf und in der Nähe des Gehsteiges wurden Teile des Kufenlandegestells, der linken Türe und das Instrumentenbrett gefunden. Die Heckpartie mit Heckrotor und Heckfinn wurde in einer Distanz von 200 bis 400 m vom Absturzort entfernt, in der Absturzrichtung des Helikopters, aufgefunden. Neben dem Heckrotor lagen auch die rechte Türe und die Antikollisionslampe (Beilage Nr. 2).

1.12.2 Befunde am Wrack an der Unfallstelle

- Beide Hauptrotorblätter waren noch am Hauptrotorkopf resp. Hauptrotormast befestigt. An einem Hauptrotorblatt waren an der Eintrittskante Farbspuren, analog der Farbe des Heckauslegers sichtbar;
- Am Hauptrotorkopf und -mast waren Anschlagspuren von "flapping high and low" der Hauptrotorblätter resp. deren Befestigung sichtbar. Der Hauptrotormast war nicht verbogen;
- Das Heck war ca. auf der Höhe der Antikollisionslampe abgetrennt;
- Ein Ansteuerungshebel zwischen der Taumelscheibe und dem Hauptrotorblatt (pitch link) war gebrochen, der andere nicht;
- Der Motor hing noch in seiner Aufhängung; er ist mit einer wuchtigen Vertikalkraft von unten nach oben gestaucht worden. Benzinrestmengen und Oel flossen aus;
- Das Hauptgetriebe war noch in seiner Aufhängung montiert. Es wies an seiner Oberseite, beim Uebergang zum Hauptrotormastgehäuse, einen Bruch auf;
- Das Instrumentenbrett lag ca. 10 m östlich des Hauseingangs des Wohnblocks entfernt am Boden; es konnte als Ganzes geborgen werden. Die Schalterstellungen waren wie folgt:
  - Master Battery ON
  - Alternator ON
  - Ignition (Zündung) OFF, Schlüssel nach vorne rechts abgebogen
  - Clutch cover Kappe abgedeckt, Schalter darunterliegend EIN
  - Strobe light ON
  - Nav lights ON
- Im Cockpit konnten folgende Feststellungen gemacht werden:
  - Mixer gestossen
  - Carburator heat ca. 1/2 gezogen
  - RPM Governor ON
  - Brandhahn Offen, gesichert mit Kupferdraht
  - Doppelsteuer montiert

1.13 Medizinische Feststellungen

1.13.1 Gerichtsmedizinische Befunde/Feststellungen

Auszug aus dem Bericht des Instituts für Rechtsmedizin der Universität Zürich (IRM) vom 15. Februar 1995:

Erhebungen am Absturzort

Die Leiche des Piloten befand sich in den Helikoptertrümmern; sie war mit dem Sicherheitsgurt auf dem rechten Sitz angeschnallt. Der Pilot trug keinen Helm. Auf dem Gehsteig, unterhalb des Helikopters, lag die vom linken Sitz herausgerutschte Leiche des Passagiers.

Obduktion Pilot

Alle lebenswichtigen inneren Organe waren verletzt, zum Teil weitgehend zerstört. Folgende Verletzungen wurden diagnostiziert: Ausgedehnte stumpfe und halbscharfe Zertrümmerung von Kopf, Brust, Becken und Beinen sowie sämtlicher innerer Organe. Diskrete Lungenfettembolie. Herz, Leber und Milz liessen sich betr. allfälliger vorbestandener Veränderung nur noch eingeschränkt beurteilen. Unter diesen Einschränkungen konnte eine mit morphologischen Mitteln zu erfassende krankhafte, bedeutsame Veränderung, die das Auftreten einer akuten gesundheitlichen Störung erklären könnte, autoptisch nicht festgestellt werden.

Zwischen Daumen und Zeigefinger der linken Hand sowie an der Basis der ersten Fingerknochen des linken Zeigefingers befand sich eine faltenförmige Weichteilzerreissung.

Chemisch toxikologische Untersuchung Pilot

Es war kein Trinkalkohol in der Muskulatur nachweisbar. Die Nachweise hinsichtlich Drogen (Opiate, Morphin, Cocain oder Cannabis), schlafinduzierenden und beruhigenden Wirkstoffen (Benzodiazepine) und Aufputsch- und Betäubungsmittel (Amphetamine) verliefen negativ.

Erweiterte Leichenschau des Passagiers

Alle lebenswichtigen inneren Organe waren verletzt. Der Bauch erlitt eine subtotale scharfe Durchtrennung, die sich nicht mit dem Sturz aus der Höhe des 3. Stockwerkes erklären lässt. Konkrete Spuren einer allfälligen Hauptrotorblatteinwirkung haben sich an den mazerierten Knochen des Beckens und der Lendenwirbelsäule nicht ergeben.

Zusammenfassung Pilot und Passagier

Todeseintritt:	Sofortiger Tod beim Aufschlag.
Todesursache:	Ausgedehnte Zerstörung aller lebenswichtiger Organe.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Ueberlebensmöglichkeiten

Der Unfall war nicht überlebbar.

1.16 Besondere Untersuchungen

1.16.1 Erste Untersuchung mit Vertretern von Fachorganisationen

In Anbetracht der Wrackverteilung, der ersten Spurenfeststellungen, der Erkenntnisse von Vertretern von Robinson Helicopter, des FAA, des NTSB, des BAZL, des WD und weiterer Hinweise wie Zeugenaussagen etc., wurden an einer ersten Zusammenkunft beim Wrack am 6. Januar 1995 folgende Feststellungen gemacht und Hinweise gegeben:

- Mindestens ein Hauptrotorblatt schlug im normalen Reiseflug, bei turbulenten Windverhältnissen, in den Heckausleger. Dabei wurden Teile vom Heck weggeschleudert, so dass der Helikopter für den Piloten unkontrollierbar wurde. Diese Unfallart wird in Fachkreisen "inflight breakup", ausgelöst durch "mast bumping" genannt (main rotor blade/airframe contact accident).
- Der klassische "mast bumping-Unfall" kann nur bei Helikoptern mit einem Zweiblatt-Hauptrotorsystem auftreten. Gemäss der Firma Robinson Helicopter führen am R22-Helikopter primär zwei Gründe zu einer solchen Unfallart. Entweder sinkt die Drehzahl am Hauptrotor - aus verschiedenen Gründen - deutlich unter den unteren Grenzbereich oder gerät der Helikopter in einen sogenannten "low g-Zustand", d.h. eine Belastung von weniger als 1g (Erdbeschleunigung). Im Flughandbuch (AFM) des Helikopters beschreibt Robinson Helicopter im Kapitel Safety Notices, SN-10, SN-11, SN-17, SN-24 und SN-29 die beiden Gefahrenmöglichkeiten klar und warnt eindrücklich vor solchen Flugzuständen (Auszug in Beilage Nr. 6);
- Bei einem "inflight breakup" durch "mast bumping" kann folgendes eintreten:
  a) der Heckausleger wird durch das/die Hauptrotorblatt/blätter abgeschlagen;
  b) das/die Hauptrotorblatt/blätter schlägt/schlagen ins Cockpit;
  c) der Hauptrotormast bricht im Bereich Hauptrotorkopf ab;
  d) eine kombinierte Version von a, b oder c tritt ein;

Bei der genannten Besprechung gab der Vertreter des FAA bekannt, dass bis zum Unfall in Zürich ca. 25 R22-Helikopter infolge eines "inflight breakup" abgestürzt seien (siehe Statistiken, Beilage Nr. 7).

Erste Analyse resp. weiteres Vorgehen

Während der erwähnten Zusammenkunft wurden die möglichen Ursachen für das "mast bumping" anhand einer Liste (Beilage Nr. 3) in Erwägung gezogen. Die einzelnen Punkte wurden wie folgt beurteilt resp. folgendes weiteres Vorgehen wurde entschieden:

1. *Slope landing*
   Beurteilung: Ist für den Unfallflug nicht relevant, da sich der Helikopter im Flug befand;
2. *Tail rotor failure*
   Die EMPA untersuchte diesen Aspekt als mögliche primäre Unfallursache.
   Beurteilung: siehe Kapitel 1.1, 1.16.4.1; 1.16.4.2 und 1.16.5.1 bis 1.16.5.4;

3. *High Airspeed-Zustand* (near V_{ne})
   Beurteilung: Eine Radaraufzeichnung über den Unfallflug besteht nicht. Beim Unfalleintritt soll sich der Helikopter gemäss mehrerer sich deckenden Zeugenaussagen im normalen, horizontalen Reiseflug befunden haben. Es gibt keine Hinweise dafür, dass sich der Helikopter kurz vor dem Unfalleintritt in einem "high airspeed-Zustand", nahe der Vne, befunden hätte;

4. *Engine failure oder engine power reduction*
   Die EMPA untersuchte mit Hilfe eines Vertreters eines Robinson-Unterhaltsbetriebes den Motor auf seine Funktionstüchtigkeit im Unfallzeitpunkt. Die Firma Robinson Helicopter wurde in diese Untersuchung miteinbezogen.
   Beurteilung: siehe Kapitel 1.1; 1.16.4.4; 1.16.5.5;

5. *Low rotor RPM*
   Diese Frage wurde anhand von Zeugenaussagen, der Analyse bei der Motorenuntersuchung und Befunden - z. B. des Governors - beantwortet.
   Beurteilung: siehe Kapitel 1.1; 1.7; 1.12.2; 1.16.3; 1.16.4; 1.16.5;

6. *Turbulenzen*
   Die Frage betreffend Turbulenzen sowie Auf- und Abwinden im Unfallgebiet zur Unfallzeit wurden anhand der vorliegenden Wetterkarten und der Zeugenaussagen geklärt.
   Beurteilung: siehe Kapitel 1.1 und 1.7;

7. *Low g-factor*
   Die Frage ob und weshalb "low g" eingetreten ist, konnte nicht genau geklärt werden. Gründe dafür sind: Erstens das Fehlen von Datengeräten oder Schleppzeigern im Helikopter, die einen solchen Zustand festhalten. Zweitens das Fehlen von Hinweisen über vertikale Winde an einem beliebigen Ort in Wetterkarten und Wetterangaben. Drittens die Unmöglichkeit zur Bestimmung, ob der Pilot durch einen abrupten Steuerinput oder ob meteorologische Verhältnisse (böige Vertikalwinde) einen "low g-Zustand" am Helikopter ausgelöst haben.
   Insbesondere der WD und die EMPA haben Untersuchungen durchgeführt, die wenigstens Hinweise zur Beantwortung dieser Fragen liefern könnten.
   Beurteilung: siehe Kapitel 1.1; 1.7; 1.16.3; 1.16.4;

8. *Diverses*
   Unvorhergesehenes wie Vogelschlag.
   Beurteilung: siehe Kapitel 1.16.4.3.

Für die Untersuchung dieser speziellen Fragen wurden folgende, zusätzliche Abklärungen vorgenommen:

- Flugroute (siehe 1.16.3);
- Untersuchung betreffend den Betriebszustand der wichtigsten Warnlampen am Instrumentenbrett im Zeitpunkt des Aufschlages. Durchführung durch WD (siehe 1.16.4.4);
- Untersuchung der gefundenen Vogelfedern-Fragmente. Durchführung Vogelwarte Sempach (siehe 1.16.4.3);
- Besonderheiten (siehe 1.18).

1.16.3 **Flugroute und Flugverlauf**

Anhand von Hinweisen und Zeugenaussagen kann davon ausgegangen werden, dass der Pilot folgende Flugroute geflogen ist:

Ausflug Zürich Flughafen über die Sichtflugroute Nr. 3 nach Attikon, weiter nach Aadorf, Bäretswil und Männedorf. Weiterflug in Richtung Stadt Zürich (Checkpoint City, in der Nähe vom Bellevue/Bürkliplatz). Nach dem Seeende flog der Helikopter in einer Höhe von ca. 2'500 ft - Zeugen sprechen von Höhen von 200 bis 400 m über Grund - in Richtung Limmattal (Schlieren/Gasometer).

1.16.4. **Wissenschaftlicher Dienst der Stadtpolizei Zürich (WD)**

Auszug aus dem umfangreichen Gutachten des WD vom 21. Juni 1995:

1.16.4.1 **Allgemeines**

- Der Helikopter schlug mit einer hohen vertikalen Sinkgeschwindigkeit und einer geringen Vorwärtsgeschwindigkeit unkontrolliert auf dem Dach auf. Der Helikopter führte kurz vor der Desintegration in der Luft bis zum Aufprall Bewegungen um alle drei Achsen aus;
- Bis 400 m vom Absturzort entfernt, wurden Bauteile vom Heck - zwei Teile aus dem Mittelbereich des Heckauslegers und der Heckfinn - aufgefunden. Etwa 150 m vom Absturzort entfernt wurden der Heckrotor und sein Getriebe sowie weitere Teile des Heckauslegers und die rechte Türe aufgefunden.

1.16.4.2 **Desintegration des Heckauslegers**

- Am Hauptrotorkopf konnten auf beiden Seiten Eindruckspuren der Befestigung der Hauptrotorblätter durch "flapping high" (coning, Beilage Nr. 4) festgestellt werden;
- Am Hauptrotormast konnten auf beiden Seiten Eindruckspuren der "Stopanschläge" der Hauptrotorblätter durch "flapping low" (Beilage Nr. 4) festgestellt werden;
- Die Desintegration der verschiedenen Bauteile am Heck erfolgte im Flug. Der Heckausleger wurde nicht mit einem einzigen Hieb durch ein Hauptrotorblatt abgeschlagen. Ausgelöst wurde die Desintegration primär durch den Einschlag des Hauptrotorblattes Nr. PN A016-2 AG REV SN 7919A, wobei auch das andere Hauptrotorblatt in den Heckausleger schlug. Die Hauptrotorblätter wurden verbogen und schlugen in einem grösseren Auslenkungswinkel gegenüber dem Normalbetrieb S-förmig (Beilage Nr. 5), entsprechend der Rotationsrichtung von der linken Seite her, ca. auf der Höhe des Antikollisionslichtes mehrmals in den Heckausleger. Dabei wurden im Heckausleger die Eintrittskantenprofile der Hauptrotorblätter abgeformt und ein Stück des Heckträgerrohres herausgeschlagen. Es zeigten sich Beweise dafür, dass das Blatt SN 7919A den Heckausleger nur "einschnitt", so dass dieser sich verdrehen konnte. Die komplette Durchtrennung erfolgte durch Zerstörung, d.h. durch Herausschlagen von Heckauslegerstücken aus der Rohrkonstruktion;
- Eine technische Störung am Heckausleger konnte nicht festgestellt werden;
- Die Rekonstruktion ergab masstechnisch, rein stationär beurteilt, bezogen auf die Distanz von der Einschlagstelle der Hauptrotorblätter am Heckausleger zum Hauptrotorkopf und in Anbetracht der verbogenen Blätter, dass es keiner extremen Mastschwingung bedurfte, um das gegebene Spurenbild zu erzeugen.

1.16.4.3 **Vogelflaumfedern am Hauptrotorblatt**

Teilgutachten durch Vogelwarte Sempach:

- An beiden Aussenbereichen der Hauptrotorblätter konnten Bruchstücke von Vogelfederchen, ohne Blutspuren, festgestellt werden. Die Untersuchung zeigte, dass es sich um Taubenfedern handelte. Tauben, auf die die Federn zutreffen, halten sich primär um Häuser auf und sind kaum, wenn überhaupt, mehr als 200 m über Grund anzutreffen. Bei stärkeren Winden halten sich diese Tiere zudem eher geschützt auf;
- Kein Insasse des Helikopters trug Kleidungsstücke auf sich, bei dem Taubenfedern verwendet wurden;
- Die Vogelwarte Sempach beurteilt es als unwahrscheinlich, dass der Helikopter auf dieser Flughöhe mit einem oder mehreren Vögeln kollidierte.

1.16.4.4 **Glühlampenuntersuchung und Stellung des Zündschalters und -schlüssels**

Die Befunde betreffend den Zustand der Glühwendel resp. den Betriebszustand der Lampen zur Zeit des Aufpralles des Helikopters ergaben:

Was	Farbe Warnlampe	Lämpchen rechts
MR TEMP	rot	Glühwendel fehlt
MR CHIP	rot	Wenig Information, eher nicht gebrannt
TR CHIP	rot	Glühwendel fehlt
Low fuel	rot	Nicht gebrannt
Oil pressure	rot	Nicht gebrannt
Clutch light	gelb	Glühwendel fehlt
Alternator light	gelb	Nicht gebrannt
Rotor brake light	gelb	Glühwendel fehlt
Low rotor RPM	gelb	Nicht gebrannt

Es besteht kein Hinweis dafür, dass eines dieser Lämpchen beim Aufschlag des Helikopters gebrannt hat.

Der Zündschalter befand sich beim Auffinden des Instrumentenbrettes in der Stellung "OFF". Der Zündschlüssel war nach vorne rechts gegen das Instrumentenbrett verbogen (Beilage Nr. 4). Die mikroskopische spurenkundliche Untersuchung des Zündschalters ergab, dass:

- in der Zündstellung "OFF", durch einen heftigen Schlag, eine Druckstelle im Material entstanden ist (Markierung).

Dies bedeutet, dass das Instrumentenbrett in der Zündstellung "OFF" hart aufschlug. Es fehlen Hinweise um festzustellen, ob das Zündschloss durch den Piloten ausgeschaltet worden ist oder beim Primäraufschlag des Helikopters bzw. beim Sekundäraufschlag des abgetrennten Instrumentenbrettes hinter dem Wohnhaus, in diese Stellung geriet.

1.16.4.5 **Diverses**

Es gibt keine Anhaltspunkte, die auf vorbestandene technische Mängel oder Schäden am Helikopter vor dem Unfall hinweisen.

1.16.5. **Eidgenössische Materialprüfungsanstalt (EMPA)**
Auszug aus dem umfangreichen Gutachten der EMPA vom 30. Juni 1995:

1.16.5.1 **Heckrotorantrieb**

Alle Verschraubungen waren fest und vorschriftsgemäss gesichert. Die Farbmarkierungen waren intakt.

1.16.5.2 **Heckrotorgetriebe**

Das Getriebegehäuse brach beim Aufprall; das Oel floss aus. Alle Verschraubungen waren noch fest und vorschriftsgemäss gesichert. Im Innern des Gehäuses konnten keine Abriebe gefunden werden. Die Zahnflanken der Verzahnung waren unbeschädigt, die Lagerungen intakt. Das Tragbild der Zahnflanken war normal. Es konnten keine Spuren von eingewalzten Fremdkörpern gefunden werden. Die Warneinrichtung (chip detector) war frei von Ablagerungen. Die Temperatur-Klebefolie zeigte eine Verfärbung von 88° C an, d.h. normale Betriebstemperatur. Nach dem Bruch des Gehäuses fand keine Rotation mehr statt.

1.16.5.3 **Verformung der Heckrotorblätter**

Die beiden Heckrotorblätter wurden im Laufe des Unfalls umgebogen und abgebrochen. Der Bruch der beiden Heckrotorblätter lag in der Zone der höchsten Biegezugbeanspruchung und jeweils gleich weit entfernt von der Befestigungsstelle. Eines der beiden Heckrotorblätter war mit Ausnahme der Bruchfläche unbeschädigt.

Die umfangreichen metallkundlichen (fraktografischen) Untersuchungen führten zu folgender Beurteilung der EMPA:

- Unter der ständig wirkenden, rotationsbedingten Zugbeanspruchung durch die Fliehkräfte, überlagert mit der plötzlich auftretenden, schlagartig ansteigenden Biegebeanspruchung - Drallwirkung nach der Desintegration -, wurden die Zugzonen der Heckrotorblätter im Einspannbereich bis in den Bereich plastischer Verformungen belastet. Beide Heckrotorblätter brachen ohne Berührung von aussen gleichzeitig ab.

1.16.5.4 **Desintegration des Heckauslegers in der Luft**

Die Nieten zeigten an den Bruchflächen charakteristische Merkmale von Gewaltbruch unter Zug-/Scherbeanspruchung. Unter den Nietköpfen fand vor dem Unfall keine Verschiebung statt. Die Vernietungen am Heckausleger zeigten keine vorbestandenen Mängel.

Die ersten Einschläge der Hauptrotorblätter erfolgten auf der in Flugrichtung linken Seite (90°-Stellung) - nicht oben - in den Heckausleger. Danach erhielt der Heckausleger weitere Hiebe durch die Hauptrotorblätter, bevor die Desintegration stattfand.

Eine technische Störung am Heckausleger konnte nicht festgestellt werden.

1.16.5.5 Untersuchung des Motors

Bei der Zerlegung des Motors konnten keine Spuren von mechanischen Vorschäden gefunden werden. Die Verbrennungsräume zeigten das Bild einer intakten Verbrennung.

Beim Oelkühler konnten Eindruckspuren des Schwungradzahnkranzes festgestellt werden. Die Eindrücke der Zähne zeigten nur Radialkomponenten und keine Tangentialspuren auf; d.h. das Schwungrad war im Zeitpunkt des Aufpralls nicht mehr in Rotation; der Motor stand still.

Beim Alternator wurde der keilriemenseitige Aussenring des Walzlagers untersucht. Es konnte eine Kugeleindruckfläche mit Auslaufspur festgestellt werden, die ebenfalls einen Beweis für die örtliche Ueberlastung im Stillstand darstellt.

In bezug auf die Erkenntnisse der untersuchten Glühwendel, Position des Zündschalters, Verbiegung des Zündschlüssels, Betriebszustand des Motors etc., beantwortete die Firma Robinson Helicopter die nachstehenden Fragen wie folgt:

- Frage: Wie rasch nach dem Abstellen eines Motors leuchtet die Warnlampe von "oil pressure-" und "alternator light" auf?

  Antwort: Nach einem ca. 15 min. Flug leuchtet das "oil pressure-Warnlicht" ca. 1.0 bis 1.6 Sekunden nach dem Abstellen des Motores auf. Beim "alternator light" dauert es - abhängig von einigen Zuständen - ca. 2 bis 4 Sekunden.

- Frage: Wie lässt sich die ungewöhnliche Stellung des Zündschlüssels - Position und Abbiegung - erklären. Wurden bei ähnlichen Unfällen analoge Feststellungen gemacht?

  Antwort: Es ist nicht nachvollziehbar, wie der Zündschlüssel in eine derartige Stellung geraten ist.

- Frage: Wieso wird gemäss Flugbetriebshandbuch (AFM) das Einschalten der Vergaservorwärmung (carb heat) nur von der Abgabe der Motorenleistung (manifold pressure) abhängig gemacht? Weshalb muss z.B. u.a. die Aussentemperatur und die Luftfeuchtigkeit für die Bedienung der Anlage nicht mitberücksichtigt werden?

  Antwort: Anhand eines Diagrammes wurde erklärt, dass bei Aussentemperaturen über dem Nullpunkt und bei korrekter Anwendung des Vergaservorwärmesystems (gemäss AFM) keine Schwierigkeiten mit dem Vergaser auftreten. Man räumt aber ein, dass unter speziellen atmosphärischen Bedingungen Probleme auftreten könnten, und die Bedienung des Systems gemäss AFM nicht optimal sei.

1.16.5.6 Steuerübertragungsgestänge

Die Steuerübertragungsgestänge ab "pitch, stick und pedals" zu den rotierenden Teilen wurden - von der EMPA und einen Vertreter des Herstellers - untersucht. An keinem der untersuchten Teile wurden Vorschäden oder Mängel gefunden. Bei allen Zerstörungen handelte es sich um Folgeschäden des Aufpralles.

1.17 Informationen über Organisation und Verfahren

Der verunfallte R22-Helikopter war auf dem Flughafen Zürich stationiert. Der Unterhalt wurde von einer externen Firma durchgeführt. Halter und Eigentümer vermieteten den Helikopter nebst zum Zweck der Flugschulung auch für private Rundflüge. Der R22-Umschulungsfluglehrer (Miteigentümer der Firma) und der Pilot haben sich unmittelbar vor dem Start beim "heliport" noch gesehen; zu diesem Zeitpunkt herrschten Windverhältnisse wie unter 1.7.4 angegeben.

1.18 Verschiedenes

Geschichtliches über den Helikopter R22

Der Robinson Helikopter R22 erhielt am 16. März 1979 die Zertifizierung durch das FAA. Der Helikopter erfüllte laut FAA dabei die Anforderung der Federal Aviation Regulation (FAR) Part 27, Amendments 27-1 bis 27-10.

Der erste R22-"inflight breakup-Unfall" ereignete sich am 11. November 1981; der Unfall trat bei einem Schulungsflug ein. Die eigentliche Unfallursache konnte nicht ermittelt werden. Das FAA hat nach der Unfalluntersuchung keine Massnahmen eingeleitet. Im Jahr 1982 ereigneten sich zwei weitere "inflight breakup-Unfälle" in den USA. Gestützt auf diese Situation empfahl das US NTSB dem FAA erweiterte Flugversuche zu FAR § 27.661. Dieser Paragraph umschreibt den Sicherheitsabstand der Hauptrotorblätter zu anderen Bauteilen am Helikopter - wie Heckausleger - während den verschiedenen Flugzuständen. Bei einem "supplementary flight test program" stellte das FAA damals fest, dass der R22-Helikopter die gesetzlichen Anforderungen erfüllt. "Unusual flight characteristics" konnten, sofern der Helikopter gemäss AFM betrieben wird, nicht festgestellt werden. Das US NTSB akzpetierte diese Feststellung.

Seit Dezember 1982 organisiert Robinson Helicopter in Torrance freiwillige, 3 1/2-tägige "factory safety course" für Fluglehrer/Piloten - zuerst wöchentlich, anschliessend monatlich - um diese u.a. auch auf die Problematik des "mast bumping" aufmerksam zu machen.

Am 5. Januar 1986 stürzte im schweizerischen Jura ein R22-Helikopter infolge von "inflight breakup" ab. Im Unfallgebiet herrschten Windböen zwischen 30 und 56 kt. Als wahrscheinliche Unfallursache stand im Schlussbericht der damaligen Eidg. Flugunfalluntersuchungskommission (EFUK) u.a.: Zu grosse Steuerkorrekturen.

Am 29. Juni 1992 ereignete sich in den USA bei einem Schulungsflug ein "mast-bumping"-Unfall. Da die Besatzung bei diesem Flug ein Tonband mitführte, konnte im nachhinein gesagt werden, dass beim Eintritt dieses Unfalls kein "low rotor RPM-Horn" ertönte. Insbesondere aufgrund dieser Information untersuchte das US NTSB die "R22 "inflight breakup"-Unfälle detaillierter.

Gestützt auf diese neuen Erkenntnisse und einen weiteren "inflight breakup"-Unfall in England vom 8. Juni 1994, erliess das US NTSB die Sicherheitsempfehlungen A-94-143 thru -145 an die Adresse des FAA. Die Empfehlung verlangte eine rasche Einführung einer Geschwindigkeitsreduktion und Windkanal- und Modelltests ("... conduct wind tunnel and modelling tests to examine flight parameters of the R22 helicopter to determine the helicopters design characteristics that are related to main rotor divergent behaviour ..."). Begründet wurde diese Empfehlung u.a. mit folgendem Text: "The accidents indicated that

there may be undesirable aerodynamic characteristics of R22 main rotor blades that can result in one or both blades diverging from their normal plane of rotation".

Die Auswirkungen auf diese Empfehlung waren, dass das FAA zwei Untersuchungsgruppen bildete. Im Juli 1994 wurde eine Arbeitsgruppe "technical panel" gebildet, die primär der Frage betr. "inflight breakup" nachkommen sollte. Im Dezember 1994 wurde die Arbeitsgruppe Flight Standardization Board (FSB) gebildet, die Vorschläge im Rahmen von "pilot rating and training standards for safe operation of Robinson Helicopters" zu erarbeiten hatte. Zwischenzeitlich hat die britische Luftfahrtbehörde (CAA) als Sicherheitsmassnahme u.a. die maximale Vorwärtsgeschwindigkeit (Vne) von R22-Helikoptern limitiert.

Gemäss Angaben von FAA und US NTSB handelte es sich beim Unfall vom 27. Dezember 1994 in Zürich mittlerweile um den etwa 30. bekannten R22 "inflight breakup-Unfall" weltweit. Zu diesem Zeitpunkt lagen keinerlei Einschränkungen für den Betrieb von R22-Helikoptern in der Schweiz vor.

Bis Ende 1994 hat die Firma Robinson Helicopter gemäss eigenen Aussagen weltweit ca. 2'500 R22-Helikopter gebaut.

Massnahmen vom US NTSB nach dem 27.12.1994

Gestützt auf die bereits laufenden Empfehlungen vom Sommer 1994 und die ersten Feststellungen beim Unfall von Zürich erliess das US NTSB am 6. Januar 1995 an die Adresse des FAA die Empfehlungen A-95-1 thru -8. Diese lauteten u.a.:

1. R22-Helikopter müssen sofort stillgelegt werden (weltweites Flugverbot);
2. Es müssen die Ursachen ermittelt werden, weshalb diese "inflight breakup" eingetreten sind;
3. Wenn die Ursachen bekannt sind, müssen Massnahmen getroffen werden, damit solche Unfälle nicht mehr eintreten können.

Begründet wurde die Empfehlung des US NTSB u.a. anhand folgender Fakten:

a) Alle R22 "mast bumping"-Unfälle endeten für alle Insassen tödlich (ca. 48 Tote);

b) "inflight breakup"-Unfälle sind auch bei erfahrenen Piloten/Fluglehrern aufgetreten (gemäss Statistik);

c) "inflight breakup"-Unfälle sind auch bei geringen Windgeschwindigkeiten aufgetreten (gemäss Statistik);

d) Mindestens bei einem "inflight breakup"-Unfall ertönte beim Eintritt des "breakup" kein "low rotor RPM" Warnhorn (Tonband von Unfall vom 29.6.92);

e) "inflight breakup"-Unfälle sind oft im horizontalen Reiseflug eingetreten (Beobachtungen, Zeugen);

f) Beim Eintritt eines "inflight breakup" gibt es kein rettendes Notverfahren;

g) Gemäss der vom FAA am 6. Januar 1995 in Zürich abgegebenen Statistik betreffend R 22 Helikopter, ist die Anzahl Tote bedingt durch "mast bumping"- Unfälle am höchsten, verglichen mit anderen Kolbenmotor-Kleinhelikoptern. Die Anzahl Flugunfälle, die auf technisches Versagen zurückzuführen sind, dagegen am geringsten.

Die weltweit verbindlichen Einschränkungen beinhalten:

a) Abweichende Betriebsgrenzen, die über das Flughandbuch hinausgehen. Zum Beispiel: Einsatzlimitationen des Helikopters in bezug auf Windgeschwindigkeiten, Fluggeschwindigkeit und Einsatzhöhe. Diese Limitationen galten nicht als Resultat des "technical panels"; diese Arbeitsgruppe hat ihren Bericht noch nicht abgeliefert;

b) Anforderungen an die Piloten für Robinson Helikopter, z.B. Ausbildungskurse, Flugerfahrung und Trainingsnachweis. Diese Kurse werden "awareness course" (SFAR) genannt und sind das Resultat der Arbeitsgruppe SFB.

Die Empfehlung des US NTSB vom 6. Januar 1995 löste in der Schweiz folgende Massnahmen aus:

Das BAZL hat mit Schreiben vom 12. Januar 1995 eine vorsorgliche Betriebssperre für R22-Helikopter verfügt. Gestützt auf die vom 12. Januar 1995 vom FAA erlassene "Airworthiness Directive" (AD) 95-02-03, hat es mit Schreiben vom 15. Februar 1995 die vorsorgliche Betriebssperrung wieder aufgehoben. Seit diesem Datum gilt die BAZL-Lufttüchtigkeitsanweisung Nr. HB 95-044. Diese ist in wenigen Punkten einschneidender abgefasst als diejenige des FAA (AD 95-02-03). Die Einschränkungen der schweizerischen Behörden berücksichtigen die topografischen Gegebenheiten des Landes und die daraus resultierenden Zusatzprobleme (Turbulenzen bei Übergängen, "high altitude", etc.).

Aufgrund eines R 44 (gleiches Antriebsystem wie R 22, aber 4- plätziger Helikopter) "inflight breakup"-Unfalls in Deutschland vom 8. Mai 1995 (dessen erfahrener Pilot eine Woche zuvor einen SFAR-Kurs besucht hatte), sind weitere Abklärungen im Gang.

2. Beurteilung

Pilot, Flugerfahrung und Flugvorbereitung

Mit 91 Flugstunden Gesamterfahrung, wovon 21 Stunden R22, davon lediglich 2 Stunden im Alleinflug, muss der Pilot als wenig erfahren bezeichnet werden. Die Erfahrung auf dem Unfallmuster als "pilot in command" war sehr gering.

Der Pilot führte im GAC selbständig eine detaillierte Flugvorbereitung durch. Ob er nebst dem Auszug aus dem Meteo-System METEOR noch weitere telefonische Wetterangaben eingeholt hat, ist nicht bekannt. Mit den eingeholten und weiteren für ihn zugänglichen Angaben musste der Pilot auf der gesamten Flugroute mit starken Westwindturbulenzen rechnen. Den Entscheid, unter solchen meteorologischen Bedingungen den Flug durchzuführen, fällte der Pilot am Helikopterlandeplatz. In der Annahme, dass der Pilot die im Flughandbuch erwähnten "safety notices" unmittelbar nach der Umschulung bestens gekannt hat, muss sein Entscheid, den Flug durchzuführen, als risikovoll bezeichnet werden.

Der Umschulungsfluglehrer sah den Piloten am "heliport" im startbereiten Helikopter. Gemäss seinen Aussagen soll er das Flugprogramm seines ehemaligen Schülers nicht gekannt haben und sah sich deshalb nicht veranlasst, diesen vom bevorstehenden Flug abzuhalten.

Medizinisches

Der Pilot erlag unmittelbar den erlittenen Aufprallverletzungen. Was den Passagier betrifft, ist nicht auszuschliessen - jedoch auch nicht nachzuweisen -, dass er zusätzlich zu den multiplen lebensgefährdenden Aufprallverletzungen von einem Hauptrotorblatt getroffen wurde.

Operationelles

Die Rekonstruktion der Flugroute, der Funk und die Bedienung der Systeme, wie "RPM Governor ON", "mixer gestossen" und Vergaservorwärmung 1/2 gezogen, zeigen ein korrektes Bedienen des Helikopters. Eine Vergaservereisung ist auszuschliessen. Ob der Pilot über der Stadt Zürich mit dem Helikopter in Westwindturbulenzen geraten ist, kann nicht nachgewiesen werden; die Wahrscheinlichkeit ist jedoch äusserst gross. Dass Windrotoren am Osthang des Uetlibergs sehr kräftig ausfallen können, ist bekannt. Die Voraussetzungen, dass der Pilot mit dem Kleinhelikopter in einen sogenannten "low g-Zustand" hat geraten können, waren somit gegeben. Ob er durch eine Steuereingabe von "forward cyclic" oder ohne eigenes Verschulden, bedingt durch den kräftigen Vertikalwind, den Helikopter resp. die Hauptrotorblätter in einen "low g-Zustand" versetzt hat, kann nicht eruiert werden. Es wird auch nicht möglich sein festzustellen, ob sich die Drehzahl am Hauptrotor - trotz "governor ON" - unmittelbar vor dem Eintritt des "inflight breakup" im grünen (korrekten) Betriebsbereich befand; der Schalter "governor ON" garantiert bei solchen Turbulenzen kein Halten der Hauptrotordrehzahl im grünen Bereich. Es ist auch nicht möglich zu prüfen, ob der Pilot durch eine Fehlmanipulation am Gasdrehgriff die Hauptrotordrehzahl ungünstig beeinflusst hat (low rotor RPM). Unklar ist ferner die Tasache, wie, wann und durch wen der Zündschalter resp. Schlüssel in seine verbogene, ungewohnte Position gekommen ist. Sicher ist, dass der Motor beim Aufschlag stillstand. Demzufolge hätten eigentlich die Glühwendel einiger Warnlampen, z. B. die der "low rotor RPM", "warm" und nicht "kalt" brechen müssen.

Die kinetische Energie der Hauptrotorblätter ist bei R22-Helikoptern, verglichen mit anderen Zweiblatt-Hauptrotorhelikoptern gering. Beim Auftreten von Drehzahlschwankungen am Hauptrotor, bei extremen Windverhältnissen, ist der Pilot gezwungen, auch bei eingeschaltetem "governor" ausserordentlich rasch korrigierend einzugreifen. Allein bedingt durch die Reaktionszeit des Piloten (ca. 1 sek), kann bei Drehzahlproblemen am Hauptrotor ein kritischer Zustand eintreten.

Bei allen untersuchten "mast bumping-Unfällen" wäre es für die Untersuchungsbehörden und auch für den Helikopter-Hersteller (Robinson Helicopter) und die Zulassungsbehörden (FAA) wichtig gewesen herauszufinden, weshalb das "mast bumping" tatsächlich eintrat. Aus der Tatsache, dass bei allen untersuchten Unfällen dieser Art keine Materialfehler am Helikopter festgestellt wurden, darf nicht zwingend der Schluss gezogen werden, dass ein Pilotenfehler ursächlich ist.

In Bezug auf einen möglichen Vogelschlag beurteilte es die Vogelwarte Sempach als unwahrscheinlich, dass der Helikopter auf dieser Flughöhe mit einem oder mehreren Vögeln kollidierte. Selbst wenn der Pilot ein Ausweichmanöver vorgenommen haben sollte, darf dies nicht dazuführen, dass sich der Helikopter dabei zerstört.

Technisches und Informationen zu "mast bumping"

Technisches

Wie im Abschnitt "Festgestellte Tatsachen" erwähnt, konnten bei der Untersuchung keine Anzeichen auf Materialfehler gefunden werden; Diese Feststellung trifft übrigens auch auf die anderen "mast bumping-Unfälle" zu.

Informationen zu "mast bumping"

"Low g" - welches wie erwähnt vom Piloten oder von äusseren Einflüssen ausgelöst werden kann - ist einer der gefährlichsten Flugzustände. Sobald im normalen Reiseflug die Hauptrotorblätter keinen "thrust" (Zugkraft) mehr besitzen, geraten sie in eine instabile Lage. Weil der "Heckrotorthrust" (seitliche Zugkraft beim Heckrotor) aber nach wie vor intakt ist, und diese Zugkraft höher liegt als der Drehpunkt der Längsachse, legt sich der Helikopter auf die rechte Seite. Dieses Verhalten des Helikopters (60° Querlage pro Sekunde) hat ein Pilot, der einen "inflight contact incident" in England überlebt hat, mit den gleichen Worten umschrieben.

Wenn der Pilot nun instinktiv reagiert, begegnet er dieser Rollbewegung des Helikopters nach rechts mit einem Steuerausschlag nach links bei einem unstabilen Hauptrotorsystem. Diese korrigierende Steuereingabe provoziert, dass die Hauptrotorblätter weit mehr ausgelenkt werden können, als dies beim stabilen Hauptrotorsystem je möglich wäre. Ein Hauptrotorblatt kann deshalb so weit herunterschlagen und sich S-förmig verbiegen, dass es in den Heckausleger oder in die Kabine schlägt. Das zweite Hauptrotorblatt lenkt sich in dieser Zeit gegen "flapping high" aus. Wahrscheinlich ist, dass nach dem ersten "bump" zwischen den beiden Hauptrotorblättern der umgekehrte Vorgang stattfindet; das Hauptrotorsystem "bumpt" (sprich "mast bumping"). Bedingt durch die Eindrücke der "Stopanschläge" der Hauptrotorblätter - bei "flapping low" -, kann der Hauptrotormast gegebenenfalls brechen.

Die korrekte Steuerbewegung des Piloten bei einer unbeabsichtigten Rollbewegung des Helikopters nach rechts wäre gemäss AFM und Empfehlungen des Herstellers, den Steuerknüppel nach hinten zu ziehen (aft cyclic), damit wieder eine positive Beschleunigung an den Hauptrotorblättern entsteht und "low g" verschwindet. In grossen Höhen oder bei niedrigen Vorwärtsgeschwindigkeiten ist eine solche Korrektur aerodynamisch bedingt kaum oder überhaupt nicht mehr möglich. Da ein Pilot an gewissen Orten - z.B. in grossen Höhen - oder bei gewissen Flugzuständen auf "low g" nicht mehr mit einer Steuerkorrektur reagieren kann, gilt: "Avoid low g any time".

Weil der Pilot mit einer fliegerisch unnatürlichen Steuerbewegung dem "low g-roll" des Helikopters begegnen muss, bleibt eine Fehlreaktion des Piloten in der entscheidenden Schrecksekunde eine Realität.

Diverses

- Robinson Helikopter befinden sich im untersten Preissegment. Aus diesem Grund werden "mast bumping-Unfälle" oft damit in Zusammenhang gebracht. Richtig ist hingegen, dass alle Zweiblatt-Helikopter "design-bedingt" dieses Phänomen aufweisen.
- Eine Notlandung mit allfälliger Beschädigung des Helikopters wäre trotz Ueberflug der Stadt Zürich in Anbetracht der Flughöhe zwar schwierig aber möglich gewesen. Ein "in-flight breakup" ermöglicht jedoch kein Notverfahren und führt zum unkontrollierbaren Absturz des Helikopters.
- Das FAA zertifizierte den R-22 aufgrund der von Robinson erbrachten Nachweise und vom FAA durchgeführten Zulassungsflüge. Der Hersteller (Robinson Helicopter) hat danach mehrere Anstrengungen unternommen, wie Kurse, Modifikationen am Helikopter, Hinweise im Flughandbuch etc., um seine Helikopter noch sicherer zu machen. Tatsache ist jedoch, dass bei keinem anderen Kleinhelikopter der Übergang von einem sicheren, ruhigen Flug in einen kritischen Flugzustand unmittelbar sein kann. Für den Piloten, oder bei Schulflügen für den Fluglehrer, bleibt in heiklen Situationen sehr wenig Zeit für eine entsprechende Reaktion. Es stellt sich somit die Frage, ob für Kleinhelikopter aller Hersteller, die in der Flugschulung eingesetzt werden und von unerfahrenen Piloten geflogen werden, die Nachweisführung für die geltenden Zulassungsanforderung (FAR Part 27, Amendments 27-1 bis 27-10), bezogen auf diese Gewichtskategorie und das von der Firma Robinson Helicopter verwendete Hauptrotorkopfsystem ausreichend ist.

3. Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen gültigen Führerausweis. Er verfügte über 91 Gesamtflugstunden, wovon 21 Stunden auf dem Unfallmuster; davon 2 Stunden im Alleinflug. Er hatte keinen "R22-safety course" absolviert und die Musterberechtigung am 17. Dezember 1994 erlangt.
- Es bestehen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten vor oder während des Unfallfluges. Die chemisch toxikologischen Untersuchungen verliefen negativ. Der angeschnallte Pilot erlag unmittelbar den beim Unfall erlittenen Verletzungen.
- Der Passagier erlitt vitale Verletzungen beim Aufprall und eine subtotale scharfe Durchtrennung, die sich nicht mit dem Sturz aus der Höhe des 3. Stockes erklären lässt. Wahrscheinlich ist der Passagier beim Unfall angeschnallt gewesen.
- Der Helikopter war zum Verkehr VFR zugelassen und wurde ordentlich gewartet.
- Das Doppelsteuer war montiert.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Materialfehler, die den Unfall hätten verursachen können.
- Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Der Helikopter geriet während des Ueberflugs der Stadt Zürich in einen Zustand, bei welchem sich die Hauptrotorblätter ausserhalb des normalen Bereichs der Rotorebene drehten. Die Hauptrotorblätter lenkten sich "high and low" über die Betriebsgrenzwerte aus und verbogen sich. Es trat "mast bumping" ein. In dieser unstabilen Situation schlugen die Hauptrotorblätter mehrmals in den Heckausleger. Funktionsnotwendige

Bauteile am Heckausleger wurden weggeschleudert. Anschliessend brach das Heck ab (inflight breakup). Der Helikopter stürzte unkontrolliert ab.

- Die Motoruntersuchung zeigte eine intakte Verbrennung bis zum Abstellen. Beim Aufprall am Boden stand der Motor still. Die Position des Zündschalters und die Verbiegung des Zündschlüssels lassen sich nicht erklären. Der "RPM governor" war "ON", die Vergaservorwärmung halb gezogen und der Mixer gestossen.
- Die Glühwendel der Warnlampen für den Betriebszustand zeigten auf, dass das "oil pressure, alternator und low rotor RPM light" im Zeitpunkt des Aufpralles nicht gebrannt hat.
- An beiden Aussenbereichen der Hauptrotorblätter konnten Bruchstücke von Vogelfederchen, ohne Blutspuren, festgestellt werden. Die Untersuchung zeigte, dass es sich um Taubenfedern handelte. Wann und wie die Federteilchen an die Hauptrotorblätter gelangt sind, ist nicht bekannt.
- Wetter: Anhand der durchgeführten Wetterabklärungen musste der Pilot für die geplante Flugroute mit Windgeschwindigkeiten um 25 kt rechnen. Als mögliche Gefahren wurden ihm Westwindturbulenz und Vereisungsgefahr über 1'500 m/M angegeben. Im Nachhinein wurde festgestellt, dass im Unfallgebiet (Uetliberg) zur Unfallzeit Windverhältnisse von 250/30 max 50 kt herrschten.
- Im Flughandbuch warnt der Helikopter-Hersteller die Piloten und Fluglehrer mittels mehrerer "safety notices" vor möglichen Gefahren. Er beschreibt darin detailliert, welche Faktoren zu grossen Risiken und bei Nichtberücksichtigung zur Katastrophe führen können ("can be catastrophic"). Windböen (wie sie im Unfallgebiet herrschten), bezeichnet der Helikopter-Hersteller als sehr grosses Risiko.
- Die Firma Robinson Helicopter führt seit Dezember 1982 "factory safety courses" durch, um u.a. solche Unfälle verhindern zu können.
- Die Firma Robinson Helicopter erhielt am 16. März 1979 für den R22-Helikopter die Zertifizierung durch das FAA.
- Das FAA hat seit dem 11. November 1981 Kenntnis über "R22 inflight breakup-Unfälle". 1982 empfahl das US NTSB dem FAA erstmals erweiterte Flugversuche zu FAR § 27.661 mit R22-Helikoptern. Das FAA konnte bei den erweiterten Flugversuchen keine "unusual flight characteristics" feststellen. Das US NTSB akzepetierte diese Feststellung. Weil sich weiterhin solche Unfälle ereigneten, richtete das US NTSB im Sommer 1994 erneut eine Empfehlung an die Adresse des FAA (A-94-143 thru 145). Aus diesem Grunde setzte das FAA die Arbeitsgruppen "technical panel" und "flight standardization board" ein.

  Beim Eintritt des Unfalles vom 27. Dezember 1994 in Zürich lagen noch keine verbindlichen Erkenntnisse dieser Arbeitsgruppen vor. Laut FAA handelte es sich bei diesem Unfall um den etwa dreissigsten "R22 inflight breakup"-Unfall weltweit.
- Mit Schreiben vom 6. Januar 1995 - Empfehlung A-95-1 thru 8 - beantragte das US NTSB beim FAA u.a. eine Sperrung des R22-Helikopters, bis zur Kenntnis der Ursachen des "inflight breakup". Das FAA beantwortete diese Empfehlung mit dem AD 95-02-03 vom 12. Januar 1995. Weitere Massnahmen werden vom FAA noch geprüft.
- Zum Unfallzeitpunkt gab es in der Schweiz keine Einschränkungen für den Betrieb von R22-Helikoptern. Zum Zeitpunkt der Untersuchung galt für die Schweiz die vom BAZL erstellte und mit zusätzlichen Einschränkungen erweiterte Lufttüchtigkeitsanweisung Nr. HB 95-044, welche auf dem AD 95-02-03 des FAA basiert.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- die Verwendung des Helikopters ausserhalb seiner vorgeschriebenen operationellen Enveloppe. Dies führte zu einem "inflight breakup" (Selbstzerstörung) als Folge eines "mast bumping";
- die, durch das verwendete Hauptrotor-System bedingte, enge operationelle Enveloppe;
- die Konzeption des Hauptrotor-Systems, welche aerodynamische Erscheinungen hervorruft, die vom Piloten besondere Reaktionen erfordern.

Zum Unfall haben sehr wahrscheinlich beigetragen:

- eine für das verwendete Rotor-System zu starke Turbulenz, welche in "low g"-Situation ein "mast bumping" verursachte;
- eine optimistische Einschätzung der herrschenden Windverhältnisse durch den Piloten.

4. SICHERHEITSEMPFEHLUNGEN

1. Die Nachweisführung zur Erfüllung der Anforderung FAR Part 27, Amendment 27-1 bis 27-10 soll überprüft werden. Sie soll gewährleisten, dass selbst bei instabilem Hauptrotorsystem (z.B. "low g") die Steuereingaben des Piloten nicht zu gefährlichen Flugzuständen führen.
2. Die Bauvorschriften FAR sollen in dem Sinne ergänzt werden, als dass bei Kleinhelikoptern die kinetische Energie der Hauptrotorblätter ausreichend sein muss, um eine Verzögerung des Drehzahlverlustes am Hauptrotor zu erlangen. Dabei sollte der Besatzung mehr Zeit für ein "helicopter recovery" zur Verfügung stehen;
3. Im Cockpit sollen "placards" mit der Warnung angebracht werden: "Avoid low g any time".
4. Die Verwendung der Vergaservorwärmung soll alle äusseren, gefährdenden Bedingungen mitberücksichtigen.
5. Die Verwendung und Bedienung der Vergaservorwärmung soll in den "operational procedures" so geregelt werden, dass das Loslassen des kollektiven Blattverstellhebels bei Flügen unter 150 m/G verhindert wird.
6. Alle Robinson-Helikopter sollen mit einem "governor" ausgerüstet sein. Dieser soll im Flug ständig eingeschaltet bleiben. Das Verfahren bei Ausfall des "governors" soll im AFM beschrieben werden.
7. Die oben erwähnten Sicherheitsempfehlungen gelten sinngemäss auch für den Helikopter Robinson R44.

Bern, 22. November 1996

EIDGENÖSSISCHE FLUGUNFALLKOMMISSION

Hans W. Angst, Präsident

Jean-Bernard Schmid

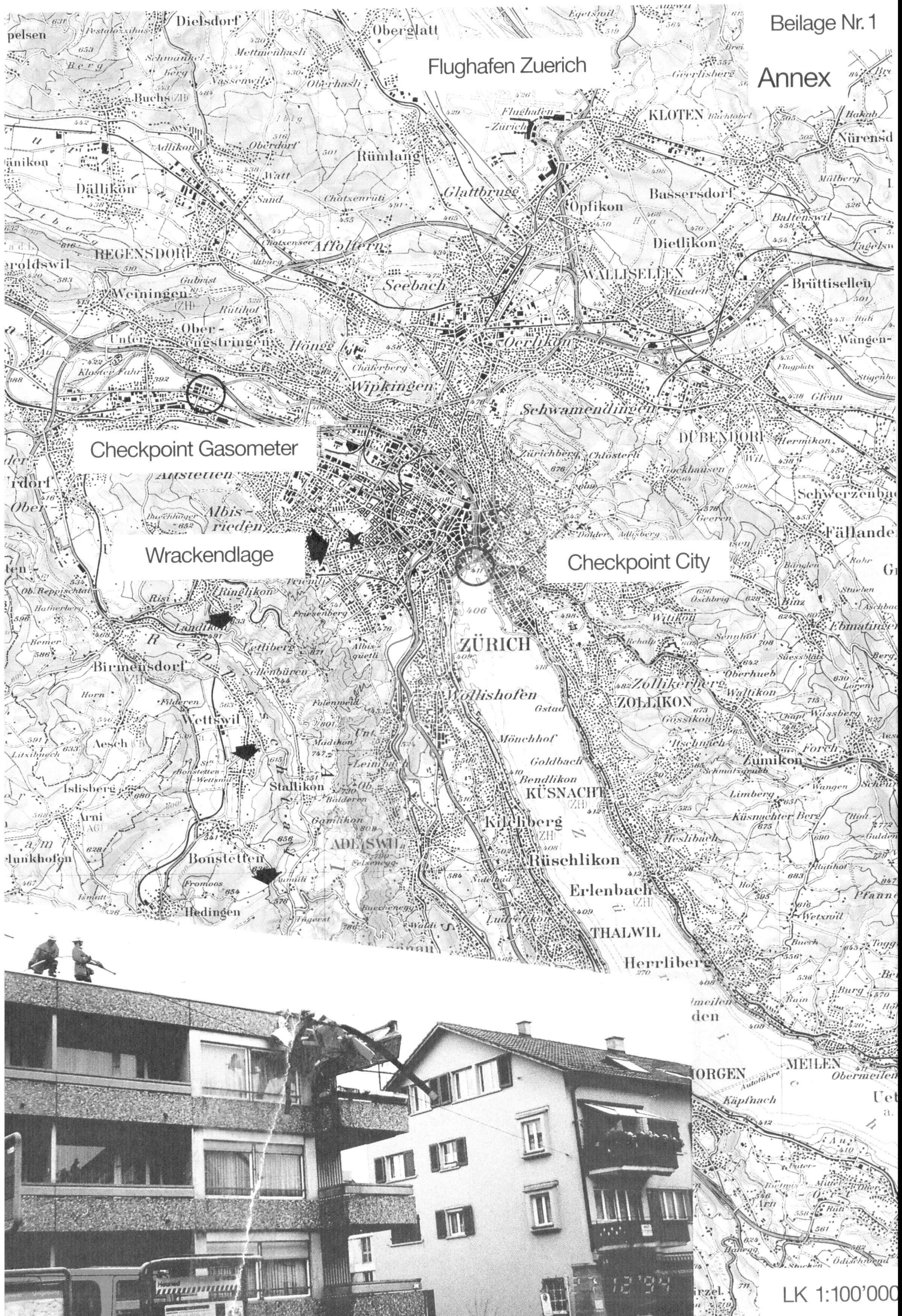
Rémy Henzelin

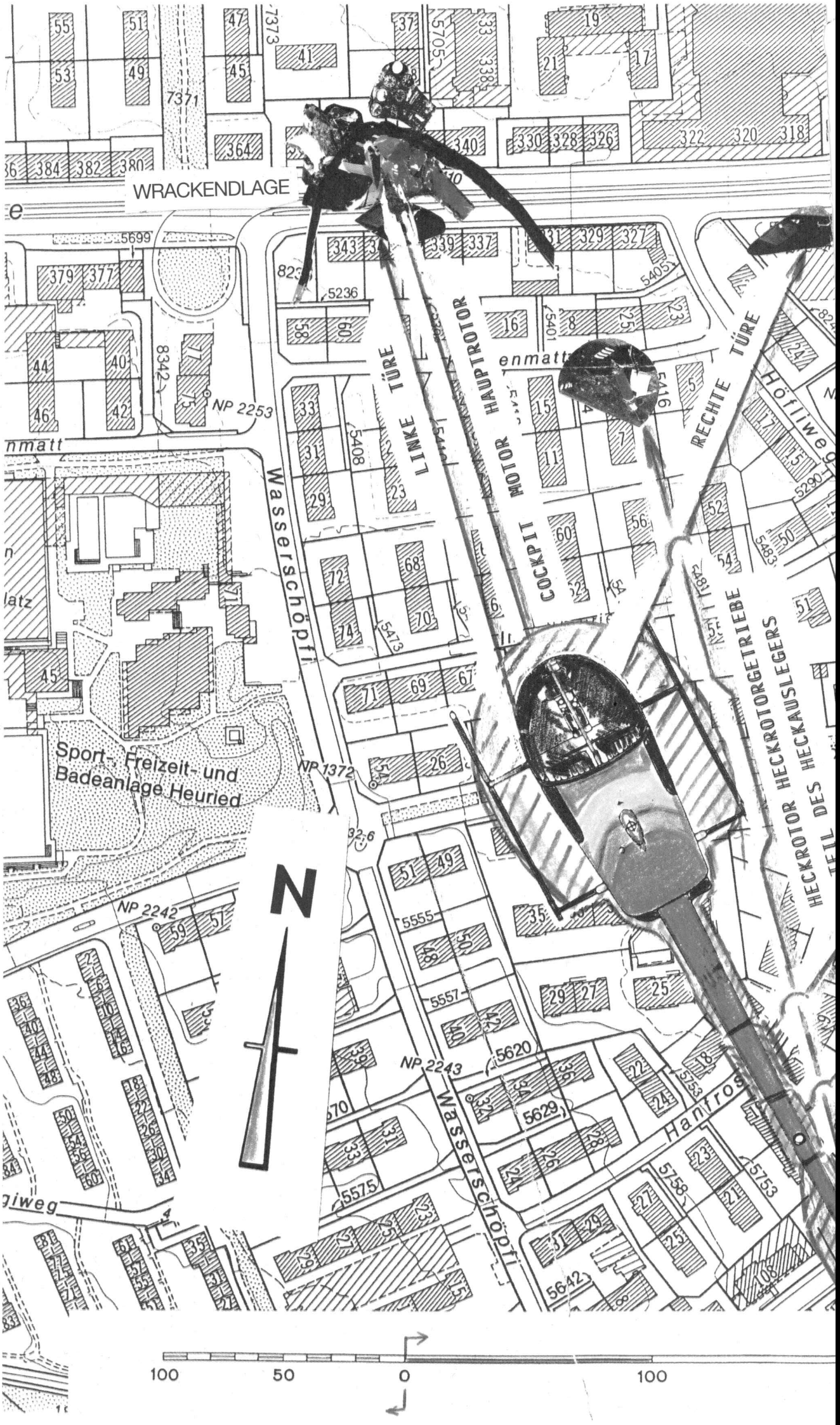
Matthias Schmid

André Piller

Beilage Nr. 1

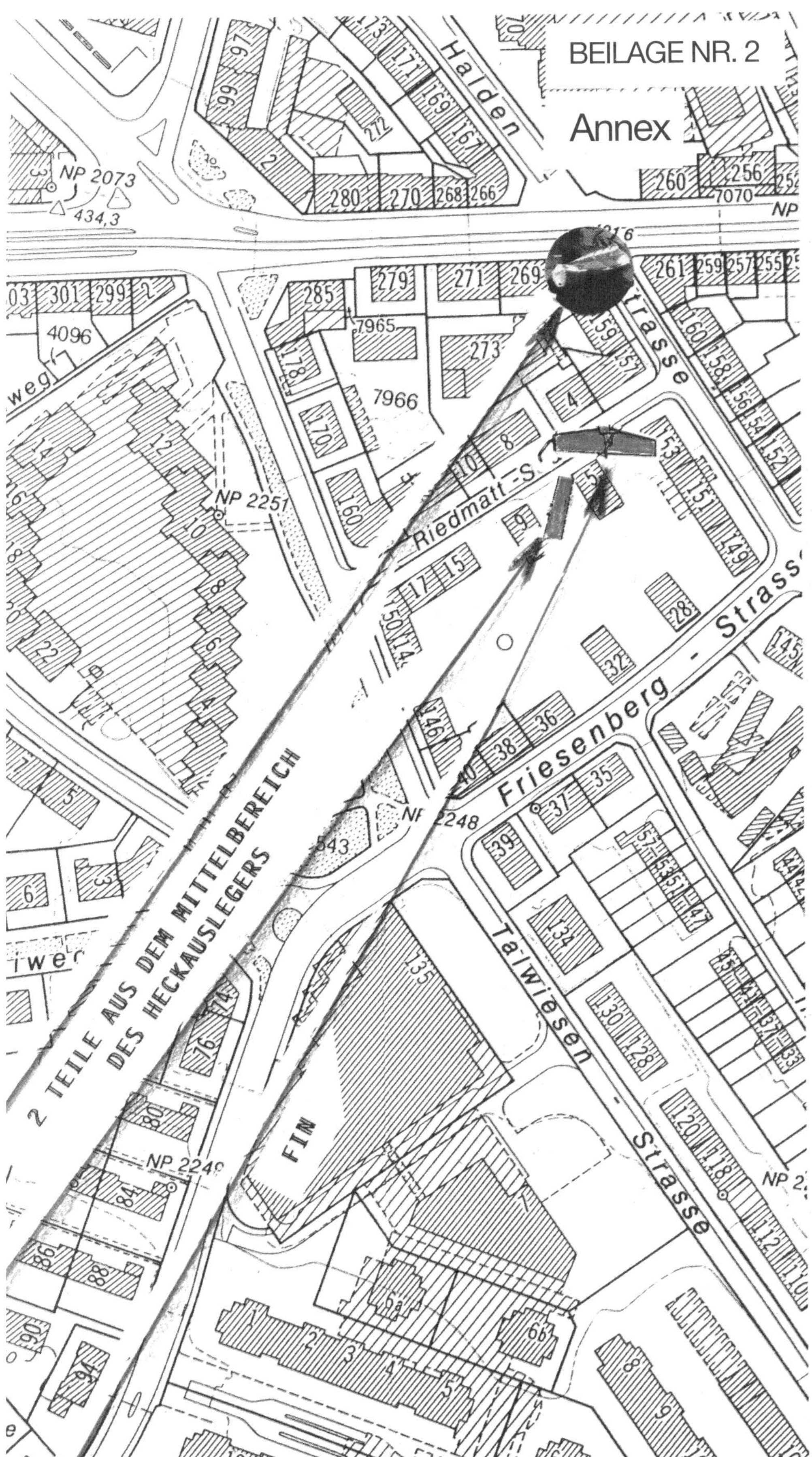
Annex

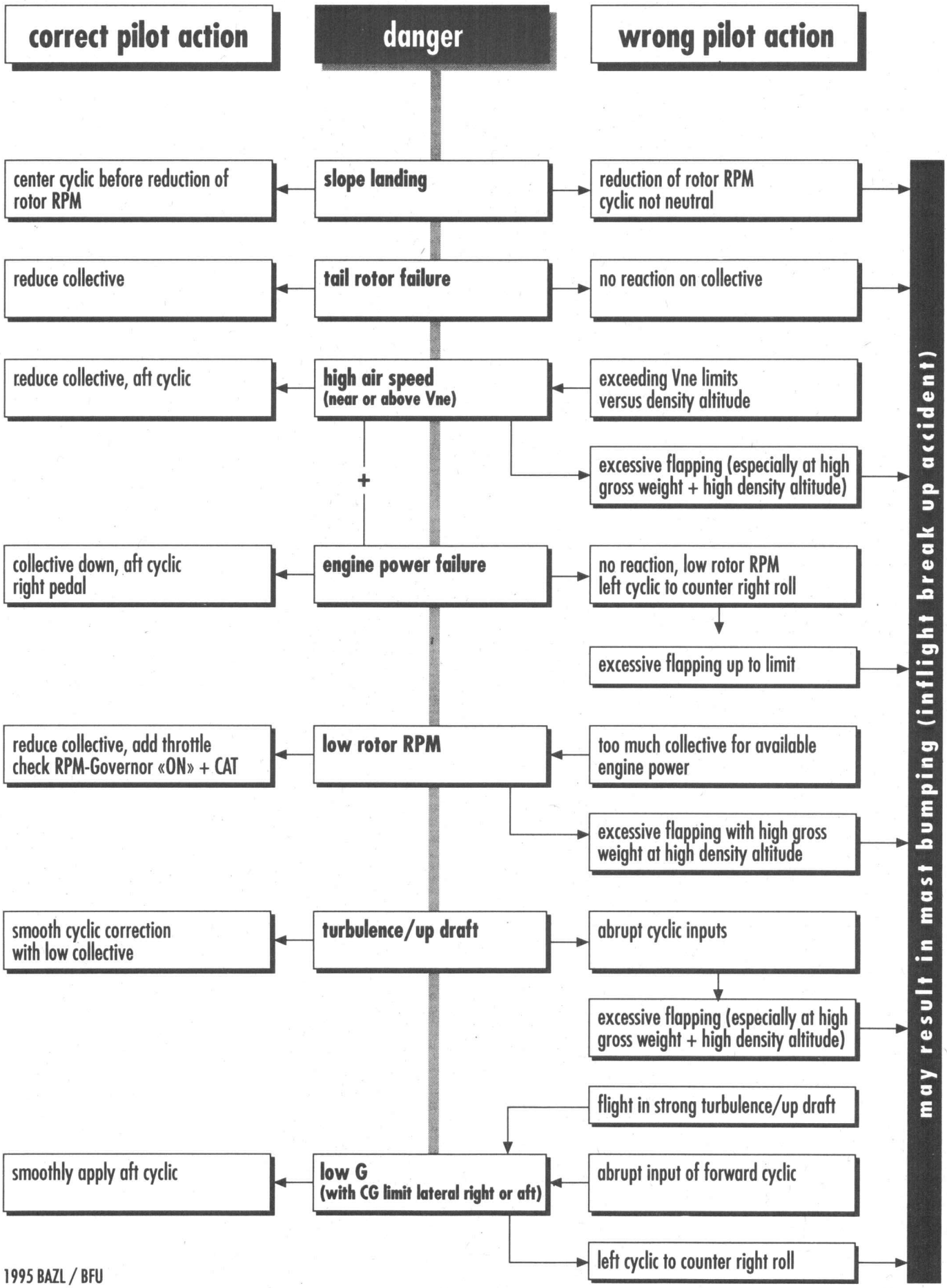



WRACKENDLAGE
LINKE TÜRE
HAUPTROTOR
MOTOR
COCKPIT
RECHTE TÜRE
HECKROTORGETRIEBE
HECKROTOR
TEIL DES HECKAUSLEGERS
Wasserschöpfi
Sport-, Freizeit- und Badeanlage Heuried
NP 2253
NP 1372
NP 2242
NP 2243
N
100
50
0
100

BEILAGE NR. 2

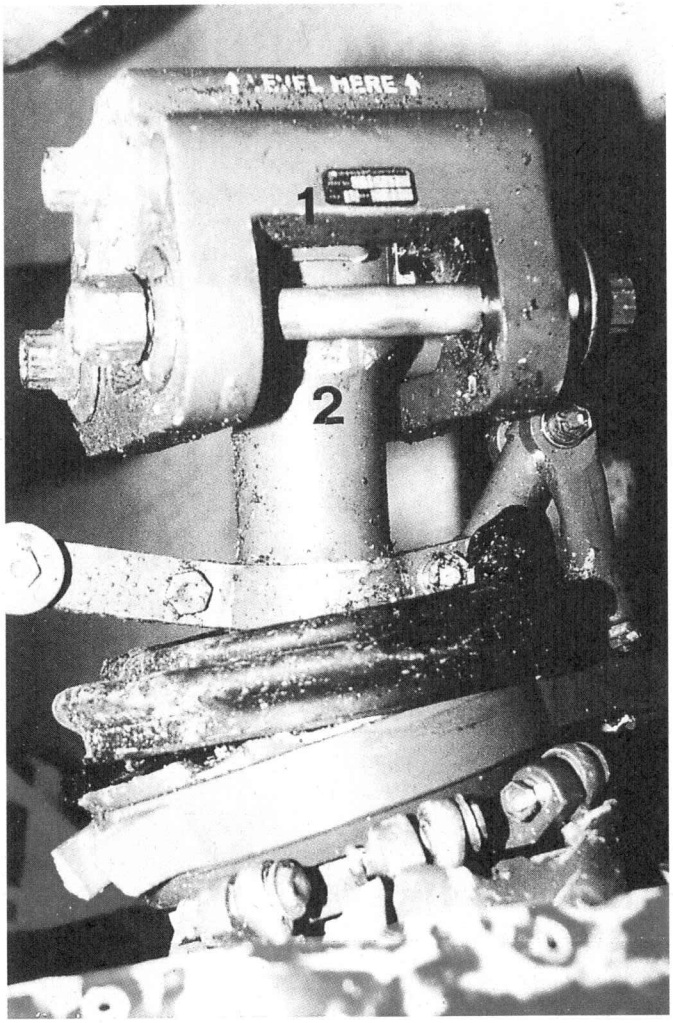
Annex



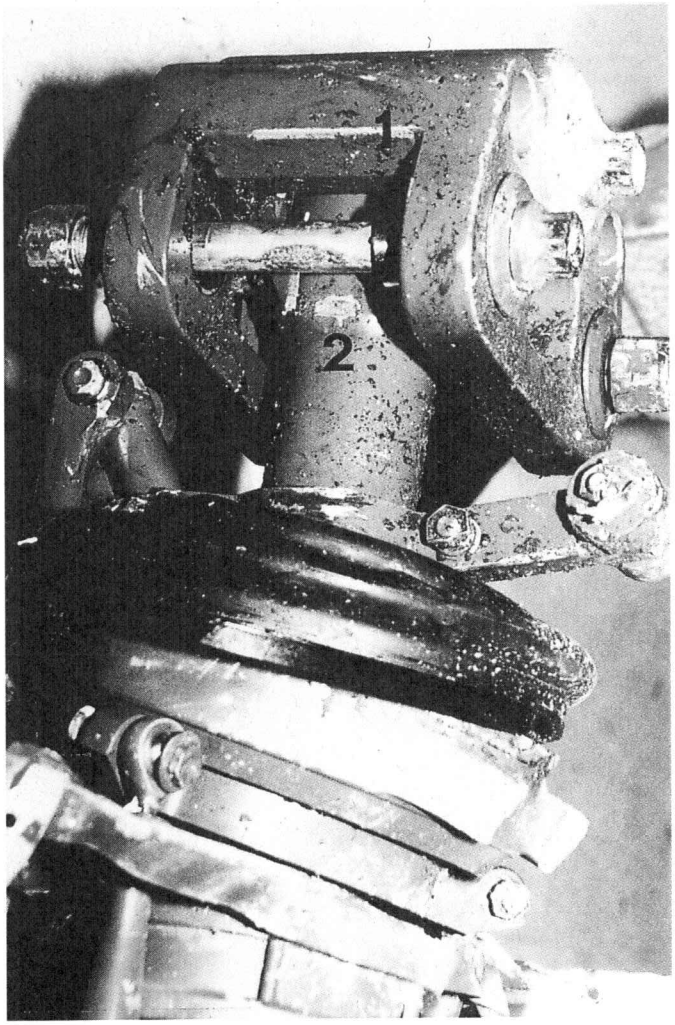


1995 BAZL / BFU

1 = Eindruckspuren von flapping high

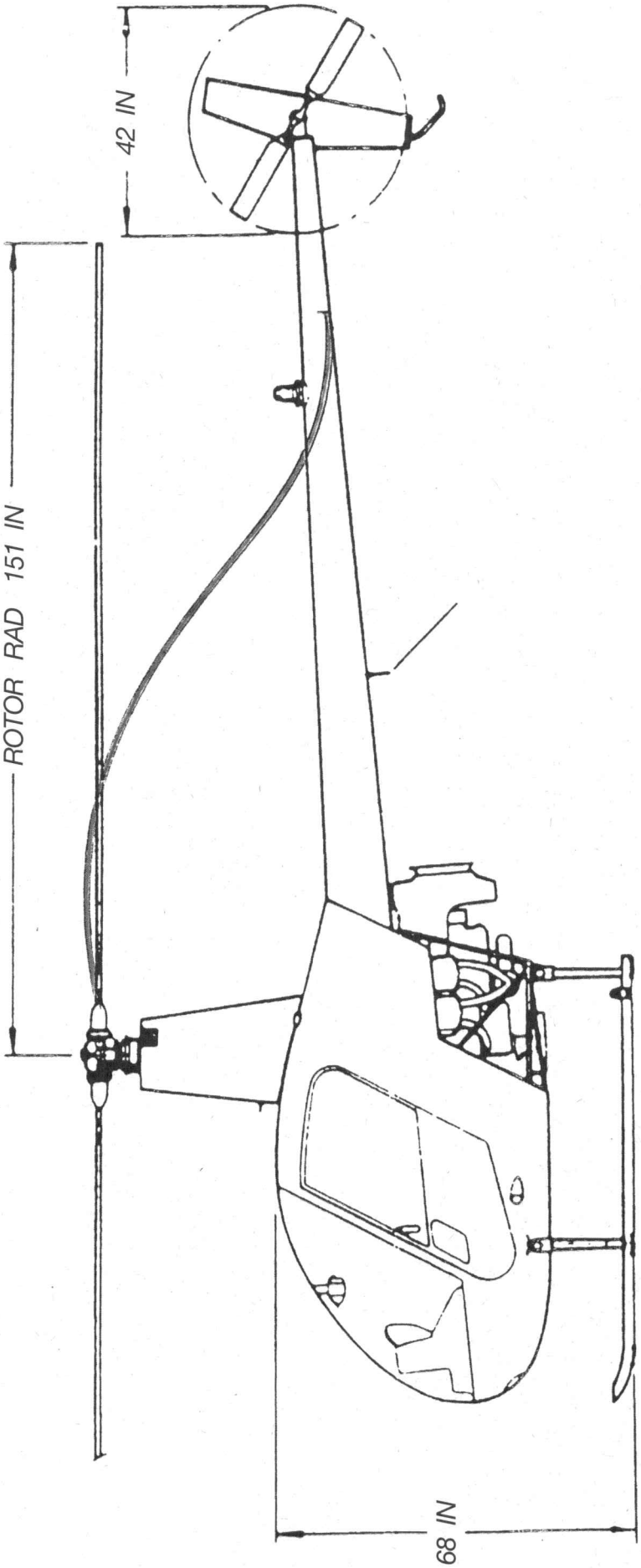


2 = Eindruckspuren von flapping low



Position von Zuendungsschluessel in Endlage

S-foermige Verformung der Hauptrotorblaetter



ROBINSON
HELICOPTER COMPANY
24747 Crenshaw Blvd. Torrance, California 90505

Annex

R22 Helicopter Safety Notice SN-11

To: All R22 Owners, Dealers, and Pilot's Operating Handbook Subscribers
Date: 18 October 1982

Abrupt pull-ups and push-overs can be catastrophic. A recent fatal accident was caused by a student pilot putting the helicopter into a low-G (weightless) flight condition. While he attempted to maneuver the helicopter with full cyclic inputs during the low-G condition, the rotor flapping at the teeter hinge exceeded design limits, causing extreme "mast bumping" and a fracture of the main rotor shaft.

C A U T I O N

In forward flight, when a pull-up (aft cyclic) is followed by a push-over (forward cyclic), a weightless (low-G) condition will occur. If the aircraft starts to roll during this condition, gently apply aft cyclic to reduce the weightless feeling before using lateral cyclic to stop the roll.

For cyclic control, light helicopters depend primarily on tilting the main rotor thrust vector to produce control moments about the aircraft center of gravity (CG), so the helicopter will roll or pitch in the desired direction. In forward flight, when a pull-up is followed by a push-over, the angle of attach and thrust of the rotor is reduced, causing a low-G or weightless flight condition. During the low-G condition, the lateral cyclic has little, if any, effect because the rotor thrust has been reduced. Also, there is no main rotor thrust component to the left to counteract the tail rotor thrust to the right, and since the tail rotor is above the CG, the tail rotor thrust will cause the helicopter to roll rapidly to the right. If the pilot attempts to stop the right roll by applying full left cyclic before regaining main rotor thrust, the rotor can exceed its flapping limits and cause structural failure of the rotor shaft.

The best way to prevent mast bumping is to avoid abrupt cyclic pull-ups or push-overs during forward flight. Always use gentle and sensitive cyclic control inputs, and if you do have a feeling of weightlessness during a maneuver, gently bring the cyclic aft to regain main rotor thrust before lateral cyclic is applied.

R22 Helicopter Safety Notice SN-17

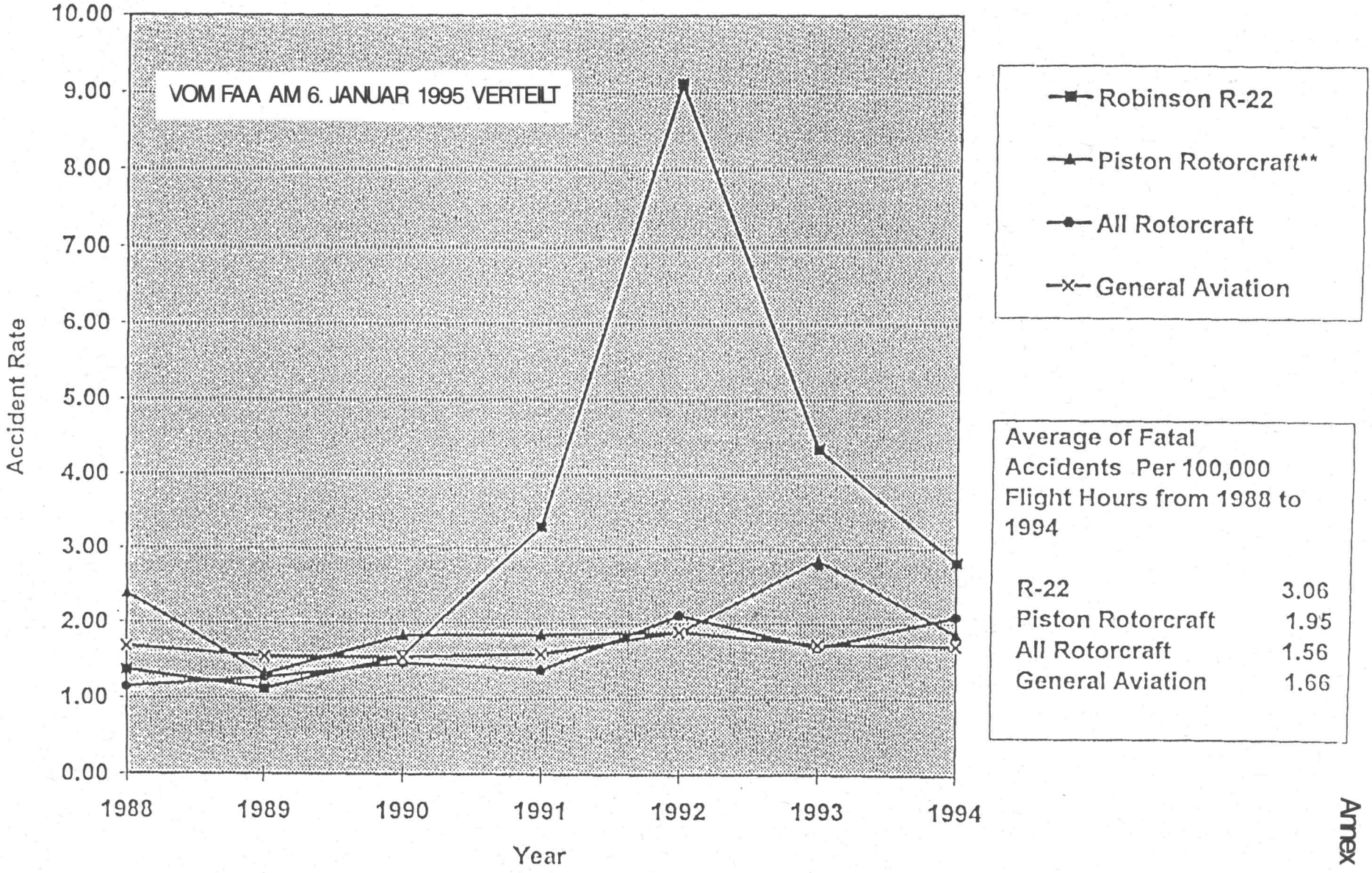
To: All R22 Owners, Dealers, and Pilot's Operating Handbook Subscribers
Date: 16 November 1984; Revised 15 February 1989

3.0 Do not experiment with low-G maneuvers. Do not practice or experiment with low-G push-overs. Whenever any maneuver results in a feeling of weightlessness, immediately apply gentle aft cyclic to reload the rotor. Remember, a low-G push-over can lead to mast bumping and inflight failure of the main rotor shaft. Don't play with it.

The careful demonstration of a slight feeling of weightlessness followed by gentle aft cyclic is as far as a flight instructor should go during a safety checkout.

NASDAC

NTSB Fatal Accidents Per 100,000 Flight Hours (1988-1994)



Average of Fatal Accidents Per 100,000 Flight Hours from 1988 to 1994

R-22	3.06
Piston Rotorcraft	1.95
All Rotorcraft	1.56
General Aviation	1.66

* 1993 and 1994 data are preliminary and subject to change

** Piston Rotorcraft include BELL 47, HILLER UH-12, Enstrom F28/280, HUGHES/SCHWEIZER 269

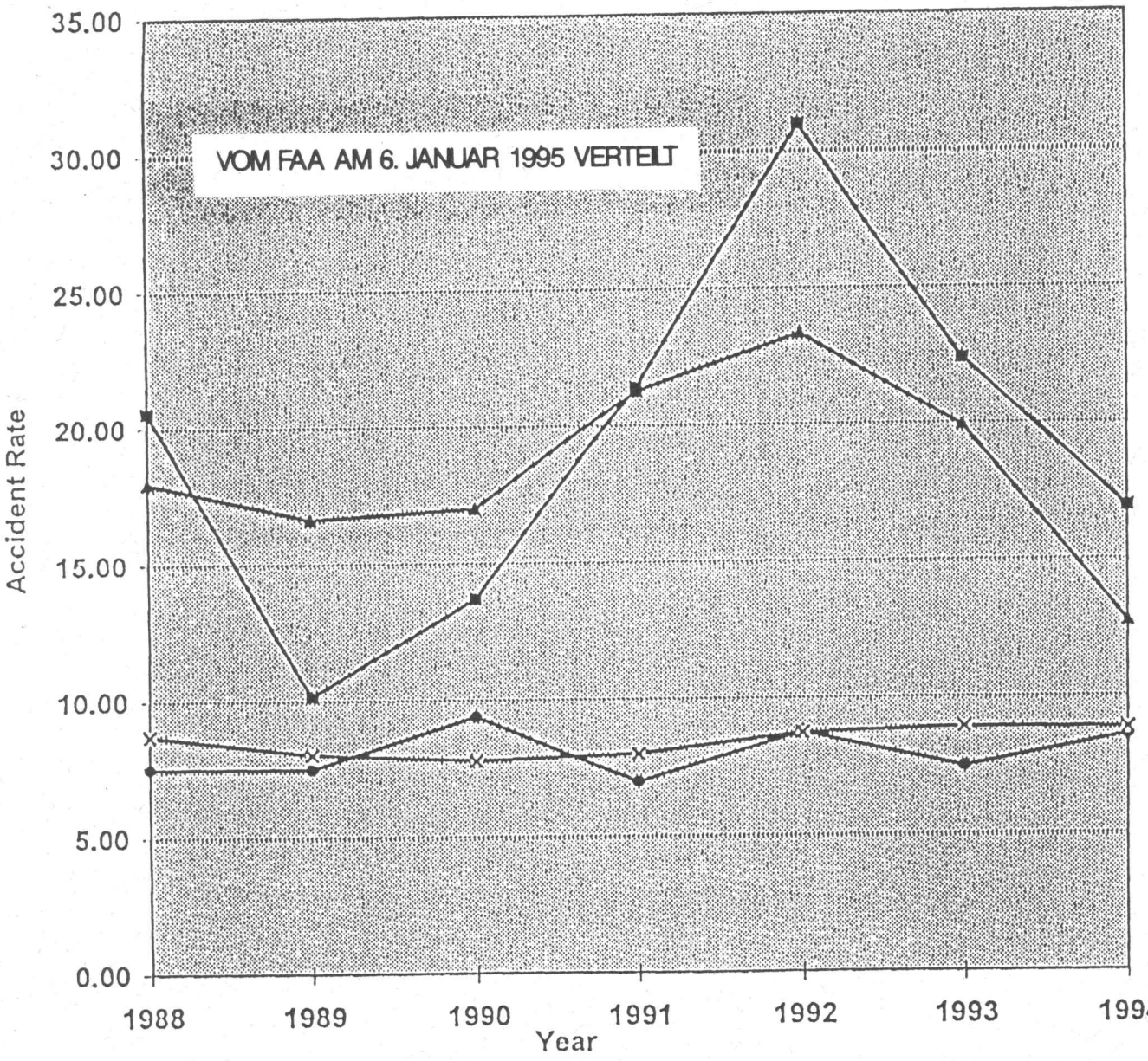
Data as of: 21-Oct-94

Annex

BELAGE NR. 7

NASDAC

NTSB Accidents Per 100,000 Flight Hours
(01-Jan-88 to 21-Oct-94)



Average of Accidents Per 100,000 Flight Hours from 1988 to 1994	
R-22	18.20
Piston Rotorcraft	17.98
All Rotorcraft	7.97
General Aviation	8.38

1993 and 1994 data are preliminary and subject to change

* Piston Rotorcraft include BELL 47, HILLER UH-12, ENSTROM F28/280, HUGHES/SCHWEIZER 269

Data as of: 21-Oct-94

Annex

BELAGE NR. 7.1

Robinson R22 "in-flight breakup accidents"

(Wiedergabe einer Statistik erstellt vom US NTSB 1995)

Legende

P	=	Privatpilot;	B	=	Berufspilot;	FL	=	Fluglehrer;	S = Lernausweis
Pvt	=	Privater Flug;	Trg	=	Trainingflug;	Instr	=	Schulungsflug;	Bus = Geschäftlich
R22	=	Flugstd. auf R22;	Heli	=	Flugstd. auf Helikopter;			Alle = Flugstunden auf Luftfahrzeugen	
M-S	=	Abbruch des Hauptrotormastes inkl. Hauptrotorkopf							
T-S	=	Einschlag der Hauptrotorblätter in den Heckausleger;				C-S	=	Einschlag der Hauptrotorblätter ins Cockpit	

Datum	Ort	Tote	Flugart	Info über "pilot in command" Lizenzart / Flugstunden	Info über Flugschüler Lizenart /Flugstunden	Windangaben	"in-flight-Beschädigung"
Nov 81	USA	2	Pvt	B; FL / 750, 1'044, 12'200	S / 0, 0, 190	calm	T-S
Sept 82	USA	2	Pvt	B; FL / 30, 65, 1'046		6 kt	M-S
Okt 82	USA	1	Pvt	B / 37, 37, 3'477		5 kt	M-S
März 83	USA	2	Instr	B; FL / 110, 334, 748	S / 1, 1, 1	8 kt	T-S
Dez 84	USA	1	Pvt	B; FL / 700, 700, 10'150		8 kt	T-S; C-S
Mai 86	USA	2	Pvt	B / 115, 133, 2'433		11 kt	T-S
Jan 86	CH	2	Pvt	P / 75, 75, 75		10-15 kt / 30 kt	T-S
März 86	USA	1	Pvt	B / 229, 306, 2'370		8 kt	T-S
Mai 86	USA	1	Pvt	B / 61, 67, 435		6 kt	T-S
März 87	USA	2	Instr	B; FL / 180, 180, 180	S / 34, 76, 245	4 kt	T-S
Juni 87	USA	2	Instr	B / 451, 451, 451	S / 15, 15, 15	calm	T-S
Nov 87	USA	2	Instr	B; FL / 456, 582, 772	B; FL / 118, 142, 265	6 kt	T-S
Sept 89	NZ	2	Pvt	B; 276, 282, 286		?	T-S
Nov 90	USA	1	Pvt	P / 37, 37, 160		18 kt	T-S
Jan 91	NZ	2	Pvt	B / 47, 153, 213		20 kt	C-S
July 91	USA	1	Bus	B / 500, 500, 6'656		8 kt	T-S
Sept 91	G	1	Trg	B / 2, 275, 2'473		light	T-S
Okt 91	D	1	Trg	? / 43, 43, ?		?	?
Jan 92	USA	2	Instr	B; FL / 9, 53, 2'929	B / 1,1, 199	15 kt / 20 kt	C-S

Annex

Beilage Nr. 72

März 92	USA	1	Pvt	B; FL / 300, 300, 31'000		9 kt / 20 kt	T-S
Mai 92	USA	2	Pvt	? /57, 57, 116	? / 58, 58, 58	10 kt / 20 kt	T-S; C-S
Juni 92	AUS	1	Ferry	B / 772, ?, 1'035		calm	?
Juni 92	USA	2	Instr	B; FL / 2'000, 2'000, 2'200	? / 4, 4, 4	11 kt	T-S
Sept 92	USA	2	Demo	B; FL / 234, 234, 234	0, 0, 0	14 kt	C-S
März 93	D	2	?	? / 114, ?, ?		10 kt	?
Aug 93	USA	2	Pvt	B / 140, 140, 4'350		16 kt	C-S
Mai 95	TCH	2	?	? / 31, 5'821, 5'821		7 kt	?
Juni 94	G	2	Instr	B, FL / 5'200, 7'170, 8'257	B / 22, 40, 4'000	15-20 kt	T-S
Sept 94	USA	1	Bus	B / 305, 373, 790		calm	T-S
Dez 94	CH	2	Pvt	P / 21, 91, 91		-26 kt / -36 kt	T-S

Berücksichtigt man von den sich ereigneten 30 "in-flight breakup-Unfällen" die mittleren 20 in bezug auf die Erfahrung des Piloten (die Flugstundenzahl der 5 Piloten mit den meisten resp. wenigsten Stunden wurden nicht erfasst), so ergibt sich, dass der verantwortliche (Durchnitts-) Pilot eines verunfallten R22-Helikopters:

- ca. 189 Flugstd. auf R22 aufwies
- ca. 271 Flugstd. auf Helikoptern aufwies

Berücksichtigt man von den sich ereigneten 30 "in-flight breakup-Unfällen" die mittleren 20 in bezug auf die Windstärke, so ergibt sich, dass beim "breakup" ein "Durchschnittswind" von maximal 9 kt herrschte

Beilage Nr. 72
Annex

März 92	USA	1	Pvt	B; FL / 300, 300, 31'000		9 kt / 20 kt	T-S
Mai 92	USA	2	Pvt	? /57, 57, 116	? / 58, 58, 58	10 kt / 20 kt	T-S; C-S
Juni 92	AUS	1	Ferry	B / 772, ?, 1'035		calm	?
Juni 92	USA	2	Instr	B; FL / 2'000, 2'000, 2'200	? / 4, 4, 4	11 kt	T-S
Sept 92	USA	2	Demo	B; FL / 234, 234, 234	0, 0, 0	14 kt	C-S
März 93	D	2	?	? / 114, ?, ?		10 kt	?
Aug 93	USA	2	Pvt	B / 140, 140, 4'350		16 kt	C-S
Mai 95	TCH	2	?	? / 31, 5'821, 5'821		7 kt	?
Juni 94	G	2	Instr	B, FL / 5'200, 7'170, 8'257	B / 22, 40, 4'000	15-20 kt	T-S
Sept 94	USA	1	Bus	B / 305, 373, 790		calm	T-S
Dez 94	CH	2	Pvt	P / 21, 91, 91		-26 kt / -36 kt	T-S

Berücksichtigt man von den sich ereigneten 30 "in-flight breakup-Unfällen" die mittleren 20 in bezug auf die Erfahrung des Piloten (die Flugstundenzahl der 5 Piloten mit den meisten resp. wenigsten Stunden wurden nicht erfasst), so ergibt sich, dass der verantwortliche (Durchnitts-) Pilot eines verunfallten R22-Helikopters:

- ca. 189 Flugstd. auf R22 aufwies
- ca. 271 Flugstd. auf Helikoptern aufwies

Berücksichtigt man von den sich ereigneten 30 "in-flight breakup-Unfällen" die mittleren 20 in bezug auf die Windstärke, so ergibt sich, dass beim "breakup" ein "Durchschnittswind" von maximal 9 kt herrschte

Beilage Nr. 72

Annex