



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle SUST
Service d'enquête suisse sur les accidents SESA
Servizio d'inchiesta svizzero sugli infortuni SISI
Swiss Accident Investigation Board SAIB

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2148 der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST

über die möglichen Gefährdungen von
Rettungs- und Untersuchungsorganen
durch ballistische Fallschirmrettungssys-
teme (*Ballistic Parachute Systems – BPS*)
in Flugzeugen

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle (SUST) über die Auswirkungen bei Flugzeugen, die mit ballistischen Fallschirmrettungssystemen (*Ballistic parachute systems* – BPS) ausgerüstet sind.

Gemäss Art. 3.1 der 10. Ausgabe des Anhanges 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Inhaltsverzeichnis

1	Sachverhalt	5
1.1	Einleitung.....	5
1.2	Kurze Beschreibung des Rettungssystems.....	5
1.3	Hersteller von BPS	5
1.4	Unfälle in der Schweiz mit BPS - Flugzeugen	6
1.5	Begründung für die Untersuchung	7
1.6	Ziel der Untersuchung.....	7
1.7	Der Untersuchungsbericht	7
1.8	Flugzeuge und Flugzeugkategorien mit BPS	8
1.8.1	Inventar der BPS-Flugzeuge.....	8
1.8.1.1	Cirrus SR 20 und SR 22.....	8
1.8.1.2	Ecolight	8
1.8.1.3	Very light Aircraft.....	8
1.8.1.4	Luftfahrzeugmuster Cessna 172 und 182.....	8
1.8.1.5	Luftfahrzeuge der Kategorie „Experimental“	8
1.9	Verwendete Unterlagen	9
1.9.1	Umgang mit Explosivstoffen – Rechtsgrundlagen und Richtlinien.....	9
1.9.2	Dokumente	9
2	Untersuchungen	10
2.1	Beschreibung des BPS.....	10
2.1.1	Rakete	11
2.1.2	Fallschirm	13
2.1.3	Auslöse - und Anzündeinheit	14
2.1.4	Raketenmotor	15
2.2	Untersuchung der Raketen aus dem BPS.....	16
2.2.1	Grundsätzliches zum thermisches Verhalten von Explosivstoffen.....	17
2.2.2	Verhalten der Rakete bei einem rasanten Anstieg der Umgebungstemperatur, Simulation Vollbrand (Fast Cook Off - FCO test)	18
2.2.3	Verhalten der Raketen bei einem langsamen Anstieg der Umgebungstemperatur, Simulation in Nachbarschaft eines Feuers (Slow Cook Off - SCO test).....	19
2.2.4	DSC Analyse (<i>Differential Scanning Calorimetry</i>) (Dynamische Differenz Kalorimetrie)	19
2.2.5	Empfindlichkeit gegenüber elektrostatischer Entladung	20
2.2.6	Empfindlichkeit gegenüber Reibung und Schlag.....	20
3	Empfehlungen für vorsorgliche Massnahmen gültig für BPS – Flugzeuge	21
3.1	Identifikation der BPS-Flugzeuge.....	21
3.1.1	Sicherheitsdefizit	21
3.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 444.....	21
3.2	Inventar der BPS - Flugzeuge.....	22
3.2.1	Sicherheitsdefizit	22
3.2.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 445.....	22
3.3	Temperaturüberwachung von BPS - Flugzeugen.....	22
3.3.1	Sicherheitsdefizit	22
3.3.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 446.....	22
3.3.2.1	An der Rakete des BPS.	22

3.4	Kontrolle der Restlebensdauer (<i>shelf life</i>)	23
3.4.1	Sicherheitsdefizit	23
3.4.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 447	23
3.5	Sicherung des BPS gegen ungewolltes Auslösen	23
3.5.1	Sicherheitsdefizit	23
3.5.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 448	23
3.6	Flugzeughallen in welchen BPS-Flugzeuge stehen	24
3.6.1	Sicherheitsdefizit	24
3.6.2	Sicherheitsempfehlungen Nr. 449	24
3.6.2.1	Plan der Flugzeughallen	24
3.6.2.2	Identifikation von Flugzeughallen und Überwachung der Temperatur	24
3.7	Ausbildung	24
3.7.1	Ausbildung der Besatzungsmitglieder	24
3.7.1.1	Sicherheitsdefizit	24
3.7.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 450	24
3.7.2	Ausbildung der Einsatz- und Rettungsmannschaften	24
3.7.2.1	Sicherheitsdefizit	24
3.7.2.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 451	24
4	Einsatzverfahren bei Unfällen/Brand mit BPS-Flugzeugen	26
4.1	Brand in einer Flugzeughalle	26
4.1.1	Sicherheitsdefizit	26
4.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 452	26
4.1.2.1	Wenn die erreichten Temperaturen tiefer als 90°C sind	26
4.1.2.2	Wenn von Temperaturen höher als 90°C ausgegangen werden muss	27
4.2	Unfall eines BPS-Flugzeuges mit anschliessendem Brand	27
4.2.1	Sicherheitsdefizit	27
4.2.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 453	27
4.3	Unfall eines BPS-Flugzeuges ohne anschliessenden Brand	27
4.3.1	Sicherheitsdefizit	27
4.3.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 454	27
4.3.2.1	Blockieren des Auslösekabels	27
4.3.2.2	Schutzmantel über die Rakete	28
4.4	Bergung eines Wracks nach einem Unfall	28

1 Sachverhalt

Präambel

Dieser Bericht richtet sich an die Aufsichtsbehörden, Herstellerfirmen und Rettungsorganisationen. Auf Grund unterschiedlicher rechtlicher Vorgaben sind gewisse Empfehlungen und vorgeschlagene Einsatzverfahren länderspezifisch umzusetzen.

Die Umsetzung und Wirksamkeit der vorgeschlagenen Empfehlungen und Einsatzverfahren sollen von den Fachleuten der jeweiligen Rettungs- und Untersuchungsorganisationen ausgewertet werden.

1.1 Einleitung

1980 wurde in den Vereinigten Staaten von Amerika die Firma *Ballistic Recovery Systems Inc.* - BRS gegründet.

Diese Firma stellt Rettungssysteme her, die anfänglich vor allem bei den Ultraleicht Flugzeugen eingesetzt wurden.

1998 entwickelte die Firma *Ballistic Recovery Systems Inc.* in Zusammenarbeit mit der Firma *Cirrus Design* das erste ballistische Fallschirm Rettungssystem, das im Flugzeug Cirrus SR20 eingebaut und integral in den USA zugelassen wurde.

Heute werden Rettungssysteme von mehreren Firmen für unterschiedliche Flugzeugkategorien hergestellt. Diese Systeme basieren alle auf demselben Prinzip.

1.2 Kurze Beschreibung des Rettungssystems

Bei all diesen Rettungssystemen kann in einer Notsituation mit einer Feststoffrakete ein am oder im Flugzeug montiertes Fallschirmpaket weggeschossen werden. Nach der Entfaltung des Fallschirms schwebt das Flugzeug mitsamt den Insassen zu Boden (siehe Kapitel 2.1).

Das Rettungssystem wird als ballistisches Fallschirmrettungssystem bezeichnet.

Im nachfolgenden Bericht wird die Abkürzung BPS *Ballistic Parachute Systems* für ballistische Fallschirmrettungssysteme verwendet; ein Flugzeug, das damit ausgerüstet ist wird mit BPS-Flugzeug bezeichnet.

Bei den Raketentreibstoffen handelt es sich um Explosivstoffe.

1.3 Hersteller von BPS

Zusammenfassend sind weltweit ca. 20'000 ballistische Fallschirmrettungssysteme verschiedener Hersteller in Betrieb. (ICAO Stand 2005)

Der SUST sind acht Hersteller von BPS bekannt:

- Pioneer Aerospace www.pioneeraero.com
- *Second Chantz* www.secondchantz.com
- *Advanced Ballistic Systems*
- Galaxy www.galaxy.lead-crm.eu
- GQ Security www.skydiveky.com
- *Balistic Recovery Systems – BRS Inc* www.brsparachutes.com
- *Magnum Ballistic Parachute* www.magnumparachutes.com
- MVEN Ukrainian MVEN Recovery System for Air

Vehicles RSV Patric-Lumumba-
Str.4 420141Kazan Rußland

1.4 Unfälle in der Schweiz mit BPS - Flugzeugen

In der Schweiz ereigneten sich bis heute drei untersuchte Unfälle mit BPS-Flugzeugen:

- Unfall eines Flugzeuges Cirrus SR20 HB-KHA vom 2. Juli 2006 am Gott-hard Pass

Am 2. Juli 2006 kollidierte ein Flugzeug Cirrus SR20 HB-KHA zirka hundert Meter unterhalb der Passhöhe im Gebiet des Val Tremola mit dem Gelände wegen einer ungeeigneten Flugtaktik. Die zwei Insassen erlitten erhebliche Verletzungen, konnten jedoch das Wrack selbst verlassen. Das Flugzeug wurde zerstört, es brach kein Feuer aus.

Der Besitzer des Flugzeuges erklärte dem Untersuchungsleiter telefonisch, dass das Flugzeug mit einem BPS ausgerüstet sei. Es bestehe keine Gefahr das System auszulösen, solange man nicht am Auslösegriff des BPS ziehe. Das Wrack wurde mit einem Helikopter in Unkenntnis der Gefahr abtransportiert und in einem Hangar auf dem Flugplatz Ambri deponiert.

Erst am 3. Juli hatte der Untersuchungsleiter telefonischen Kontakt mit dem Hersteller Cirrus. Dieser erklärte ihm, dass das Wrack nicht berührt werden dürfe, bevor ein Spezialist von Cirrus das BPS entschärft habe. Am 4. Juli traf dieser Spezialist auf dem Flugplatz Ambri ein.

- Unfall vom 22. Oktober 2008 eines Flugzeuges Cirrus SR22 N467BD auf dem Flughafen Zürich

4 Todesopfer

Kurz nach der Meldung des Unfalls erkannte der diensthabende Mitarbeiter der SUST aufgrund des Flugzeugmusters, dass dieses mit einem BPS ausgerüstet war. Eine Rücksprache mit den Rettungskräften ergab, dass dieses Rettungssystem mit grosser Wahrscheinlichkeit weder während des Fluges noch durch den Aufprall ausgelöst worden war. Die Rettungskräfte waren sich zu diesem Zeitpunkt der Gefahren, die von einem noch aktiven BPS ausgehen nicht bewusst, wurden jedoch angehalten, keine Entschärfung des Systems zu versuchen.

Da in Europa kein Spezialist zur Verfügung stand, der das System fachmännisch hätte entschärfen können, entsandte der Flugzeughersteller unverzüglich einen Experten, der am folgenden Tag in Zürich eintraf. In der Zwischenzeit hatte die Flughafenfeuerwehr das Wrack mit dem noch aktiven System auf eigene Initiative geborgen. Dieser Abtransport des Wracks, das im Bereich des Endanfluges auf die Piste 14 lag, erfolgte auf eigenes Risiko des Flughafens und mit dem Ziel, die Benutzung der Piste 14 baldmöglichst wieder freigeben zu können. In der Folge entschärfte und demontierte der Fachmann des Flugzeugherstellers am geborgenen Wrack die pyrotechnischen Teile des BPS.

- Unfall vom 6. August 2009 eines Flugzeuges MCR-4S 2002 F-PEPU in Samedan.

Am 6. August 2009, 14:14 Uhr startete ein Flugzeug Dyn'Aero MCR-4S 2002, F-PEPU mit einem speziellen Lufttüchtigkeitszeugnis für Bausatzflugzeuge der Klasse 2 auf dem Flugplatz Samedan. Infolge unzuweck-

mässiger Starttechnik seitens Piloten kollidierte das Flugzeug mit dem Boden. Das Flugzeug war mit einem BPS ausgerüstet. Um ein Auslösen des Rettungssystems durch Manipulationen am Wrack zu vermeiden, musste dieses vor Aufnahme der Bergungs-, resp. Untersuchungshandlungen deaktiviert werden.

Im Wrack wurden keine Angaben für eine Deaktivierung des BPS gefunden. Die auf der Rumpfaussenseite aufgeklebten Hinweise hätten zu einer Kontaktaufnahme mit dem amerikanischen Hersteller des BPS führen sollen, dort konnte aber niemand erreicht werden.

Aufgrund der beim Aufprall beschädigten Tanks und des in der Folge ausgelaufenen AVGAS herrschte an der Unfallstelle Brand- und Explosionsgefahr. Das Wrack konnte erst am nächsten Morgen geborgen werden.

1.5 Begründung für die Untersuchung

Wie schon erwähnt, enthalten die BPS Explosivstoffe.

Der SUST sind die vom Hersteller verlangten Sicherheitsmassnahmen für den Umgang mit dem Wrack nach dem Unfall aufgefallen.

Was die SUST als Sicherheitsrisiko einstuft, ist die Tatsache, dass die Entschärfung des BPS vor dem Retten der Insassen von den Rettungskräften bzw. von der Feuerwehr nicht mit genügender Sicherheit durchgeführt werden kann. Bisher mussten zu diesem Zweck in der Schweiz Spezialisten der Herstellerfirma beigezogen werden, was zu Verzögerungen führte. Dieses Vorgehen stimmt mit den heute gültigen Rettungsverfahren nicht überein.

Eine nicht bzw. unvollständig durchgeführte Entschärfung kann beim Evakuieren oder bei der Bergung des Wracks das Leben der Insassen und/oder der Rettungskräfte gefährden.

1.6 Ziel der Untersuchung

Die SUST hat sich das Ziel gesetzt, die BPS zu analysieren sowie Betriebs- und Rettungsvorgaben vorzuschlagen, die mit den heutigen Rettungsverfahren im Einklang stehen.

1.7 Der Untersuchungsbericht

Im Kapitel 1 werden der Sachverhalt, die gegenwärtige Situation und der Grund für die Untersuchung dargelegt.

Im Kapitel 2 werden das BPS und die Funktion der einzelnen Teile beschrieben sowie die Rakete und die darin enthaltenen Explosivstoffe untersucht.

Im Kapitel 3 wird dargelegt, welche vorsorglichen Massnahmen im Zusammenhang mit BPS-Flugzeugen zu treffen sind.

Im Kapitel 4 werden die Empfehlungen der SUST für Einsätze bei Unfällen und Bränden mit BPS-Flugzeugen aufgelistet.

1.8 Flugzeuge und Flugzeugkategorien mit BPS

1.8.1 Inventar der BPS-Flugzeuge

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) als Zulassungsbehörde führt kein Inventar der BPS-Flugzeuge, d.h. man weiss nicht, welche Flugzeuge, die in der Schweiz immatrikuliert sind, mit einem BPS ausgerüstet sind.

1.8.1.1 Cirrus SR 20 und SR 22

Die Flugzeuge dieser Baumuster wurden mit dem ballistischen Rettungssystem, dem sogenannten *Cirrus Airframe parachute system* (CAPS), vom Hersteller ausgerüstet.

Im Flughandbuch des Cirrus SR22 steht unter anderem folgendes:

“ *Section 3*

Emergency procedures

Spins

The SR22 is not approved for spins and has not been tested or certified for spin recovery characteristics.. The only approved and demonstrated method of spin recovery is activation of the Cirrus Airframe Parachute System (CAPS). (.....) “

Somit ist das BPS ein Bestandteil der Zertifizierung des Flugzeuges; es darf nicht ohne dieses geflogen werden.

1.8.1.2 Ecolight

Durch eine Information vom 5. November 2002 hat das Schweizerische Eidgenössische Departement für Umwelt, Verkehr, Energie und Kommunikation den Entscheid kommuniziert *Ecolight* Flugzeuge in der Schweiz zuzulassen. Die Ultraleicht-Flugzeuge (ULM) gehören nicht zu dieser Kategorie.

Die in der Schweiz gültige *Ecolight* Norm sieht eine vereinfachte Zulassung der Flugzeuge vor. Um diesem Umstand Rechnung zu tragen, haben die Zulassungsbehörden die maximale Abflugmasse für Einsitzer auf 300 kg und für Zweisitzer auf 450 kg beschränkt und eine zusätzliche Pauschalmasse von 22,5 kg für das Mitführen eines BPS zugelassen.

1.8.1.3 Very light Aircraft

Die Masse der *Very Light Aircraft* – VLA ist auf 750 kg beschränkt. Die Zulassungsbehörden haben für das Mitführen von einem BPS keine zusätzliche Masse zugelassen.

Viele VLA Flugzeuge sind *Ecolight* Flugzeuge, die jedoch die VLA Normen erfüllen.

1.8.1.4 Luftfahrzeugmuster Cessna 172 und 182

Ein Hersteller eines BPS hat ein sogenanntes *Supplement Type Certificate* – STC erstellen lassen, welches das Nachrüsten von Cessna 172 und 182 mit BPS erlaubt. Bei diesen Flugzeugtypen ist das Mitführen von einem BPS nur eine zusätzliche Sicherheit und ist nicht ein Bestandteil der Zertifizierung.

1.8.1.5 Luftfahrzeuge der Kategorie „Experimental“

Flugzeuge der Kategorie „Experimental“ sind teilweise mit einem BPS ausgerüstet. Diese Flugzeuge werden normalerweise vom Besitzer unter Aufsicht der zuständigen Behörde hergestellt.

1.9 Verwendete Unterlagen

1.9.1 Umgang mit Explosivstoffen – Rechtsgrundlagen und Richtlinien

Der SUST hat für die vorliegende Analyse die folgenden Rechtsgrundlagen und Richtlinien berücksichtigt:

- Bundesgesetz über explosionsgefährliche Stoffe 941.41
- Verordnung über explosionsgefährliche Stoffe 941.411
- Merkblatt Sprengmittelbuchhaltung
- ICAO Doc 315 „Hazards at Aircraft Accident Sites“

1.9.2 Dokumente

Für die im Bericht enthaltenen Beschreibungen und Analysen wurden folgende Dokumente und Unterlagen berücksichtigt:

- Bericht Armasuisse: *Thermal behavior of BRS 440 and BRS 601 rockets* Anlage 1
- SUST – Cirrus: Aktennotiz vom 1. Februar 2008 bezüglich Fragen und Antworten Anlage 2
- *Safety Recommendation* des *National Transportation Safety Board* Bericht vom 29. April 2004, Ref. A-04-36 through -41 Anlage 3
- *BRS Ballistic Parachutes: Information for Emergency Personnel* Anlage 4
- *Aviation safety recommendations and advisory notices Output No R20040095* vom *Australian Transport Safety Bureau* Anlage 5
- Bericht des Bureau de la sécurité des transports du Canada : Rapports aviation – 2010 – A10O0101 Anlage 6
- *ICAO State letter « Rocket deploy parachute »* Anlage 7
- *Aerodrome Safety Circular – Transport Canada* Anlage 8

2 Untersuchungen

Für das Erstellen dieses Berichts hat die SUST aus zeitlichen und wirtschaftlichen Gründen ausschliesslich das BPS der Firma *Ballistic Recovery Systems Inc.* analysiert.

2.1 Beschreibung des BPS

Ein BPS ist ein Rettungssystem, welches erlaubt, das ganze Luftfahrzeug mit den Insassen an einem Rettungsfallschirm zu Boden schweben zu lassen.

Es besteht aus dem verpackten Fallschirm, der Rakete mit Auslöse- und Anzündeinrichtung sowie den entsprechenden Verbindungsseilen und dem Traggurt.

Der Rettungsfallschirm, der Tragegurt und ein Teil der Aufhängeseile befinden sich verpackt im oder am Flugzeug. Der Fallschirm ist über den Tragegurt und den Aufhängeseilen ständig mit den Aufhängepunkten der Flugzeugstruktur verbunden.

Die Aufhängeseile können aus Kunststoff oder Stahl bestehen. Sie sind oft auf der Rumpfoberfläche einlaminiert oder aufgeklebt und werden beim Öffnen des Fallschirms bis zu den eigentlichen Aufhängepunkten von der Rumpfoberfläche abgelöst.

Das Rettungssystem wird vom Piloten über einen Griff und dem Auslösekabel ausgelöst. Mit dem Ziehen des Griffes wird eine kleine Feststoffrakete gezündet, welche das mit einem kurzen Seil verbundene Fallschirmpaket vom Flugzeug wegschiesst. Befindet sich das BPS im Rumpffinnern, durchschlägt die Rakete als erstes die Rumpfabdeckung und zieht das Fallschirmpaket durch diese Ausschussöffnung nach.

Je nach Flugzeugtyp variiert die Position der Abschussstelle bzw. die Ausschussöffnung. Die von der Rakete nach der Anzündung eingeschlagene Richtung kann bis 15° von der bei der Montage der Rakete vorgesehenen Richtung abweichen.

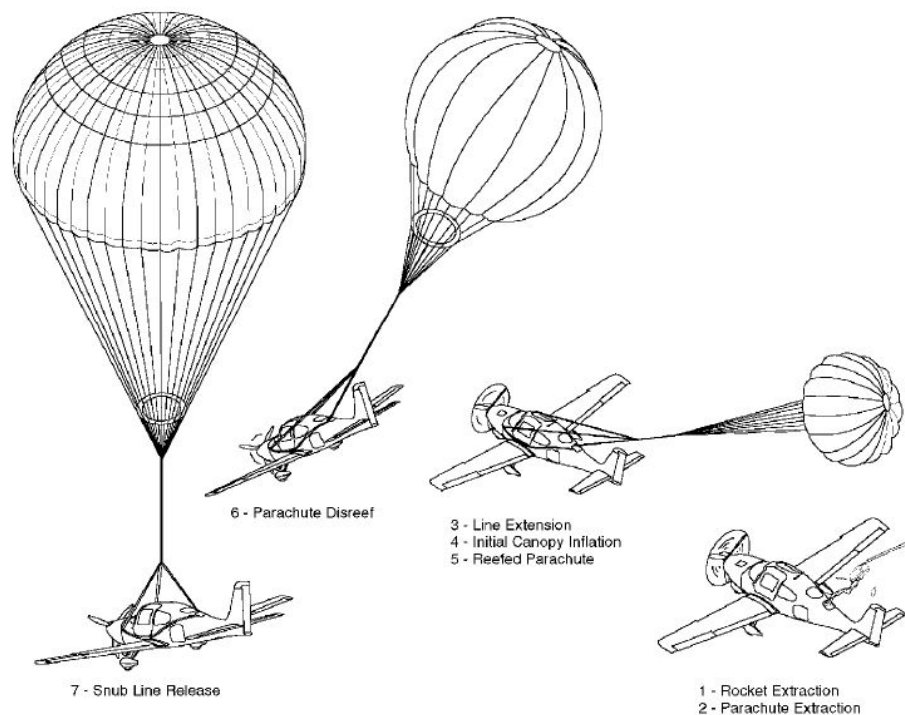


Abbildung 1: Öffnung des Fallschirm – CAPS (*Cirrus Airframe Parachute System*)

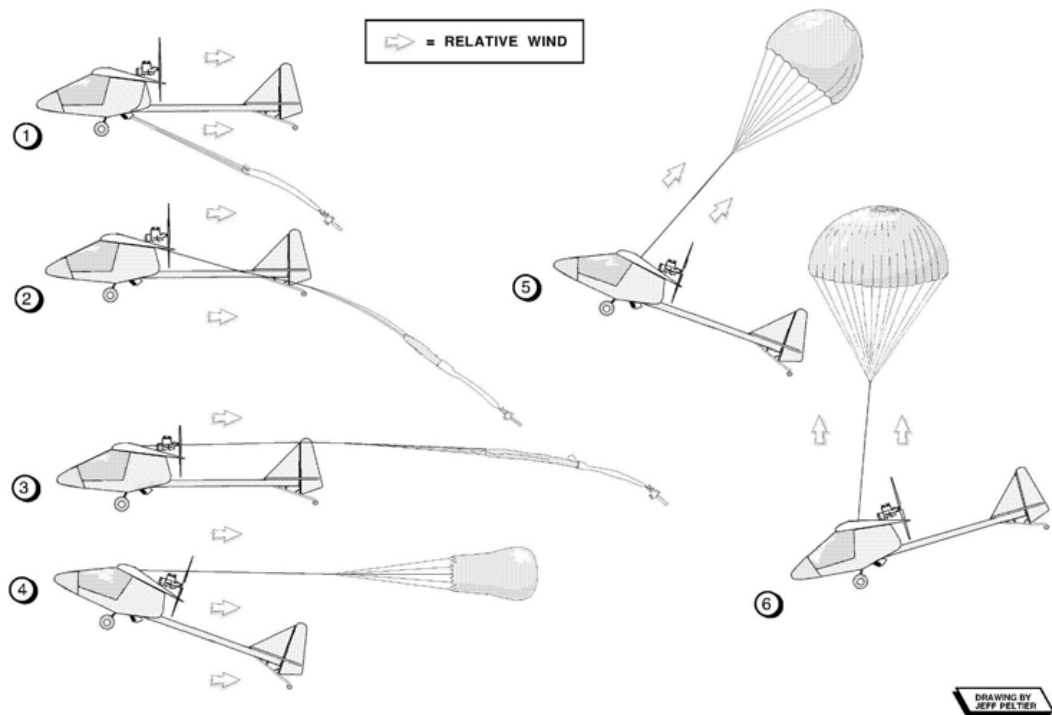


Abbildung 2: Öffnung des BPS Fallschirms bei einem VLA – (Very light aircraft)

2.1.1 Rakete

Die Rakete setzt sich aus dem Führungsrohr, der Anzündeinheit - bestehend aus Zündstiften, zündfähigem Material und der Verstärkerladung - und der Feststoffrakete zusammen. Die Feststoffrakete wird oft als Raketenmotor bezeichnet und ist derjenige Teil, welcher das Flugzeug nach der Anzündung verlässt und das mit dem Seil verbundene Fallschirmpaket mitreisst.

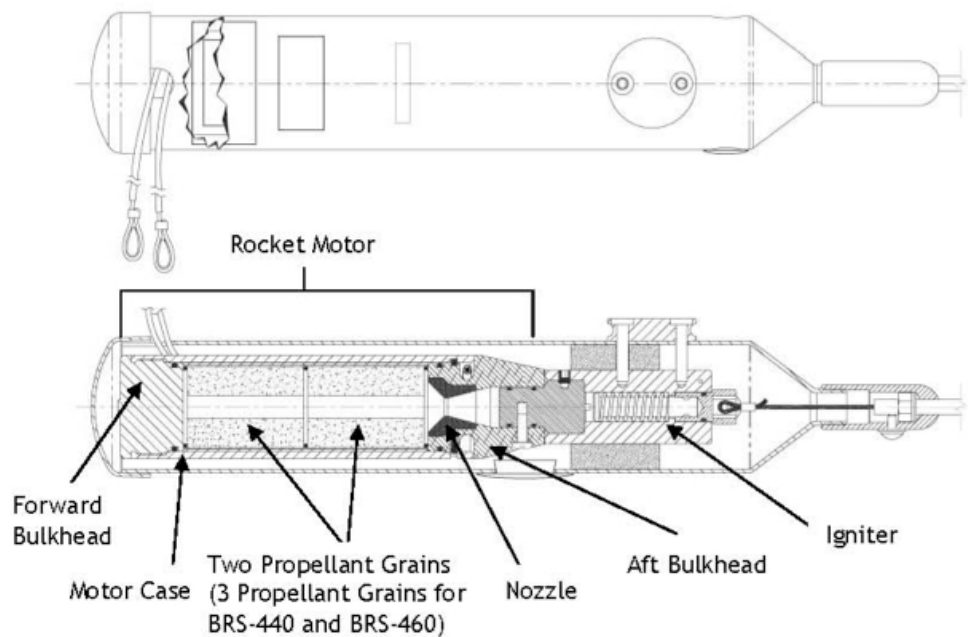


Abbildung 3: Schnittzeichnung einer Rakete

Der Raketenmotor wie auch die Anzündeinheit enthalten Explosivstoffe.

Je nach Grösse, Typ und Abflugmasse des Flugzeuges werden Raketen unterschiedlicher Grösse eingebaut.

Die Rakete wird fest im Flugzeug eingebaut, d.h. mit der Flugzeugstruktur verschraubt.



Abbildung 4: Einbaubeispiel eines BPS

Gemäss dem Flughandbuch hat der Pilot bei den Startvorbereitungen das BPS – d.h. die Rakete - zu aktivieren, so dass in einer Notsituation zum Abschiessen der Rakete nur der Griff betätigt werden muss.



Abbildung 5: Griff für die Auslösung des BPS

Die Anzündeinheit und das Führungsrohr verbleiben nach der Anzündung der Rakete durch die Verschraubung mit der Struktur verbunden.

2.1.2 Fallschirm

Es werden beim BPS hauptsächlich drei Arten von Fallschirm Verpackungen benutzt:

a) Kanister Verpackung: der Fallschirm befindet sich in stark zusammengepresstem Zustand in einem zylindrischen Container. Das kurze Seilstück des Raketenmotors ist unter dem aufgesetzten Containerdeckel mit dem Fallschirmpaket verbunden. Beim Abschiessen des Raketenmotors wird der Containerdeckel abgestreift; in der Folge zieht die Rakete das Fallschirmpaket aus dem Container. Die Verpackung ist witterungsgeschützt.



Abbildung 6: Fallschirm in Kanister Verpackung

b) VLS Verpackung: beim *vertical launch system* - vertikales Abschussystem - wird der Fallschirm gepresst in einem trapezförmigen quaderartigen Container aus Plastik aufbewahrt. Auch beim VLS System wird der rechteckige Deckel des Containers beim Abschiessen des Raketenmotors abgestreift und der Fallschirm aus der Verpackung herausgezogen. Das VLS System eignet sich nur, wenn der Raketenmotor das Flugzeug in vertikaler Richtung verlässt; es wird vor allem dann eingesetzt, wenn das Fallschirmpaket auf der Flugzeugaussenseite - z.B. über dem Flügel - montiert wird. Die Verpackung ist witterungsgeschützt.



Abbildung 7: Fallschirm in quaderartigem Container verpackt (VLS)

c) Soft Verpackung: bei dieser Verpackung wird der Fallschirm in gepresstem Zustand in einer quaderförmigen Tasche mit Klettverschluss aufbewahrt. Bei diesem System wird der Klettverschluss ebenfalls beim Abschiessen des Raketenmotors geöffnet und das Fallschirmpaket aus der Tasche gezogen. Die Soft Verpackung ist nicht witterungsgeschützt.



Abbildung 8: Fallschirm in Tasche mit Klettverschluss verpackt

Bei gewissen BPS ist ein mit dem Fallschirm verpacktes Aufhängeseil mit einem Linecutter mit einer geringen Sprengstoffmenge versehen. Dieser Linecutter sorgt dafür, dass einige Zeit nach dem Abschiessen des Fallschirms eines der Aufhängeseile verlängert wird, damit das Flugzeug gut ausbalanciert am Fallschirm hängt.

2.1.3 Auslöse - und Anzündeinheit

Die Auslösung der Anzündeinheit, auch Anzündkapsel genannt, erfolgt mechanisch. Die Anzündeinheit besteht aus dem Schlagbolzen, einer Stahlfeder, einem Kolben an dem das Auslösekabel befestigt ist und zwei Zündhütchen. Jedes Zündhütchen hat seinen Zündstift und Anzündstoff, der die Verstärkerladung am Ende der Anzündeinheit anzündet. In der Ausgangslage werden der Schlagbolzen und der Kolben durch zwei kleine Stahlkugeln miteinander fixiert. Diese Kügelchen werden durch die Innenwand der Anzündeinheit in ihrer Position gehalten.

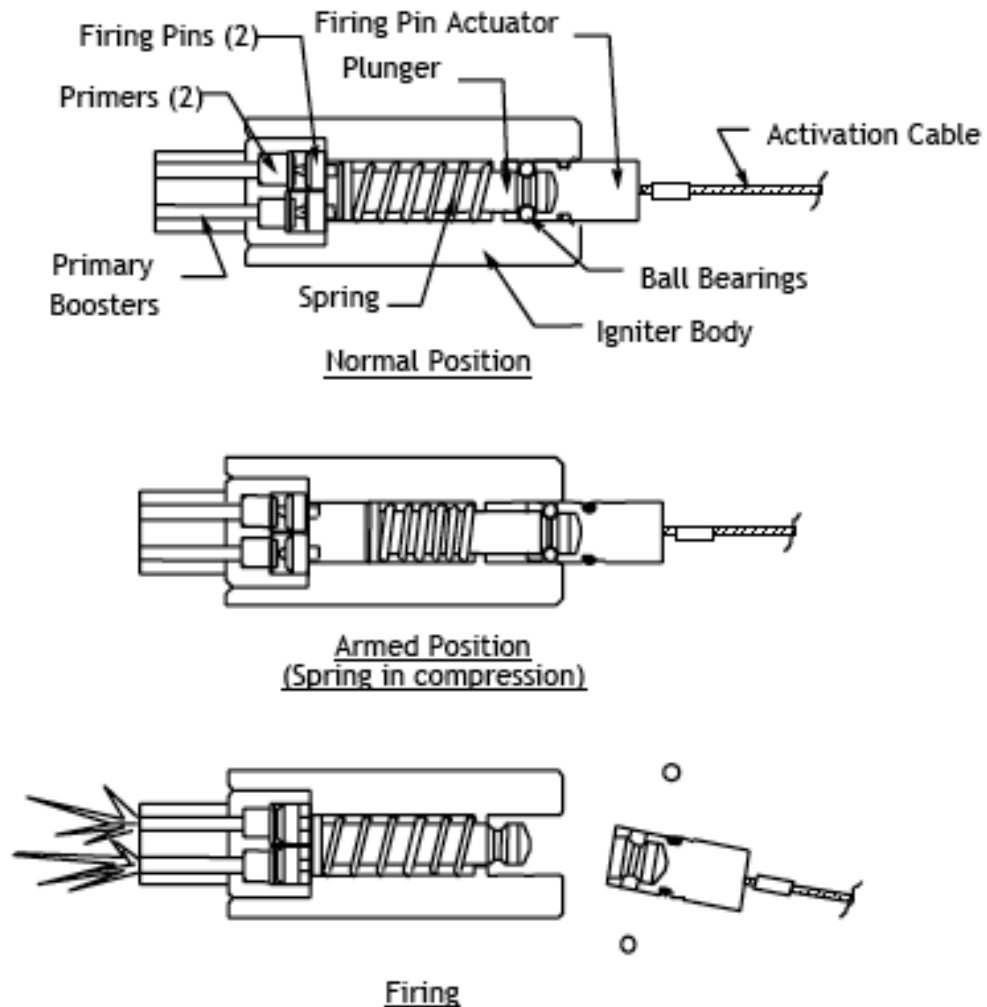


Abbildung 9: Funktion der Auslöse- und Anzündeinheit

Durch das Ziehen des Griffes des Auslösekabels wird der Schlagbolzen gespannt und der Kolben aus der Anzündeinheit gezogen. Nach etwa 13 mm Weg des Kolbens fallen die Kügelchen heraus und geben den gespannten Schlagbolzen frei.

Der Schlagbolzen schlägt auf die Zündstifte und löst die Zündhütchen aus, die wiederum die Verstärkerladung entzünden.

In der Ausgangslage ist der Schlagbolzen entspannt.

2.1.4 Raketenmotor

Aufbau und Funktion sind bei den verschiedenen Baugrößen ähnlich.

Der Raketenmotor besteht aus einem oben geschlossenen Rohr - in der Regel aus Metall - in welchem sich der Raketentreibstoff befindet. Unten ist das Rohr durch einen fest montierten Ring teilweise verschlossen. Dieser Ring wirkt als Düse für die Abbrandgase. Der Raketenmotor steckt unten auf der Anzündeinheit, welche durch die Düse hindurch das Abschießen des Raketenmotors auslöst (siehe Abschnitt Auslöse- und Anzündeinheit).



Abbildung 10: Geöffneter Raketenmotor

Der Raketenmotor schiesst nach der Anzündung aus dem zur Rakete gehörenden Führungsrohr und zieht das mit dem Seilstück verbundene Fallschirmpaket mit. Das Raketenführungsrohr und die Auslöse-/Anzündeinheit verbleiben im/am Flugzeug.



Abbildung 11: Raketenmotor mit Auslöse - /Anzündeinheit

2.2 Untersuchung der Raketen aus dem BPS

Der SUST ist aufgefallen, dass alle bisherigen Untersuchungen und Berichte im Zusammenhang mit Unfällen von BPS-Flugzeugen vor allem auf die Gefahren hinwiesen, die von solchen Rettungssystemen ausgehen und dass bei mechanischen Manipulationen äusserste Vorsicht angebracht ist.

Über das thermische Verhalten der Rakete bei Feuer sowie über die Empfindlichkeit der darin enthaltenen Explosivstoffe liegen nur wenige Angaben vor.

Die SUST hat deshalb entschieden, das thermische Verhalten der Rakete - bestehend aus Führungsrohr, Anzündeinheit und Raketenmotor - sowie die Handhabungssicherheit der enthaltenen Explosivstoffe untersuchen zu lassen.

Untersucht wurden zwei Raketentypen, welche in BPS der Firma *Ballistic Recovery Systems Inc.* verwendet werden.

Die beiden untersuchten Raketentypen sind:

<u>BRS - 440</u>	Geeignet für Flugzeuge bis 475 kg MTOM
Dimension der Rakete inkl. Anzündeinheit:	Durchmesser ca. 55 mm; Länge ca. 360 mm
Minimale Abbrandzeit:	1,25 Sekunden
Minimale Schubkraft:	87 lbs; 386 Newton
Dimension des Raketenmotors:	Durchmesser ca. 45 mm; Länge ca. 250 mm
Gewicht des Raketenmotors inkl. Gehäuse :	ca. 0.7 kg
Davon Gewicht an Nettoexplosivstoff:	204,6 g

<u>BRS - 601</u>	Geeignet für Flugzeuge bis 600 kg MTOM
Dimension der Rakete inkl. Anzündeinheit:	Durchmesser ca. 75 mm; Länge ca. 325 mm
Minimale Abbrandzeit:	1,70 Sekunden
Minimale Schubkraft:	135 lbs; 600 Newton
Dimension des Raketenmotors:	Durchmesser ca. 64 mm; Länge ca.175 mm
Gewicht des Raketenmotors inkl. Gehäuse:	ca. 1 kg
Davon Gewicht an Nettoexplosivstoff:	374,6 g

Der SUST sind Systeme bekannt, bei welchen der maximale Schub der Rakete 1470 N beträgt

2.2.1 Grundsätzliches zum thermisches Verhalten von Explosivstoffen

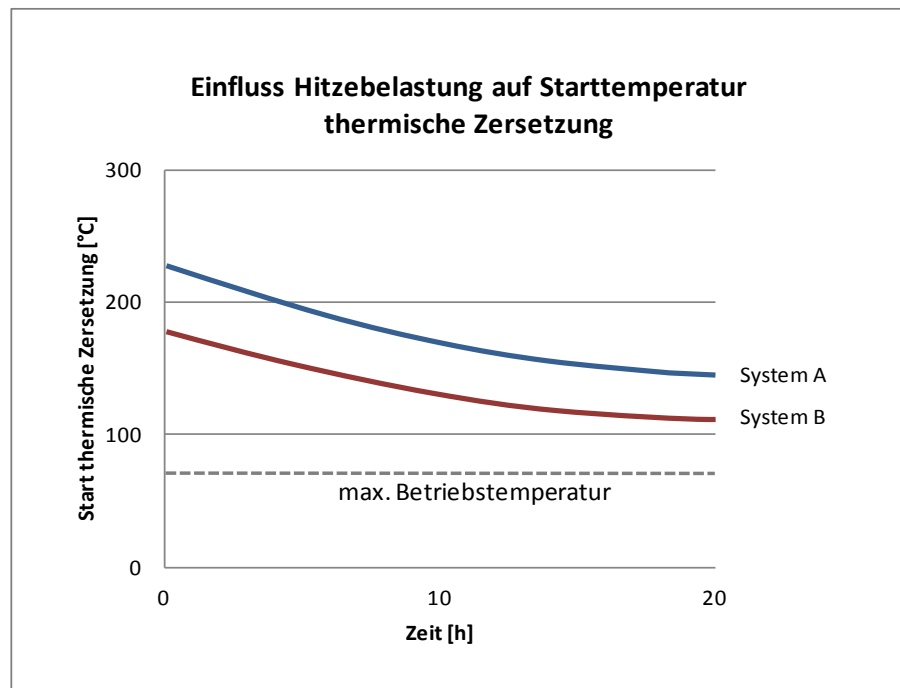
Die maximale Aufbewahrungs- bzw. Betriebstemperatur sowie die max. Lebensdauer von Systemen mit Explosivstoffen werden vom Hersteller angegeben.

Typischerweise liegt die maximale Aufbewahrungs- bzw. Betriebstemperatur im Bereich von 60-70°C. Eine kurzzeitige Überschreitung dieser Temperatur stellt in der Regel kein Sicherheitsrisiko dar. Wenn das System jedoch während längerer Zeit, Grössenordnung Wochen bzw. Monate, bei der maximalen Temperatur gelagert wird oder diese zusätzlich auch öfter überschritten wird, beschleunigt sich die natürlich ablaufende Alterung der darin enthaltenen Explosivstoffe. In der Folge wird die thermische/mechanische Stabilität der Explosivstoffe reduziert und es resultiert eine Verkürzung der maximalen Lebensdauer.

Explosivstoffe zersetzen sich bei starkem Erhitzen, z.B. in einem Feuer, unter Freigabe von Energie. Die Reaktionstemperatur bei welcher die thermische Zersetzung beginnt, ist stark abhängig von der Art der enthaltenen Explosivstoffe sowie der zeitlichen thermischen Belastung, die dem Ereignis vorausgegangen ist. Für gängige Raketentreibladungspulver liegt diese Reaktionstemperatur je nach Zusammensetzung zwischen 180°-220°C. Bei langer thermischer Vorbelas-

tung, z.B. mehrere Stunden in der Nähe eines Feuers, liegt diese um 60°-80°C tiefer.

Hat die thermische Zersetzung im Innern eines Raketenmotors nach einer Hitzebelastung bereits eingesetzt, kann sich der Explosivstoff selbst nach dem Abkühlen von aussen plötzlich noch umsetzen. Abhängig von der Art des Raketentreibstoffs sowie den Bedingungen vor Ort, kann die Reaktion selbst nach längerer Verzögerungszeit von bis zu mehr als einer Stunde noch eintreten.



Explosivstoffe unterliegen einem natürlichen chemisch/physikalischen Alterungsprozess, welcher im Laufe der Zeit die Handhabungssicherheit und die Funktion beeinträchtigen kann. Daher wird von den Herstellern explosivhaltiger Systeme immer eine spezifische Garantie-Lebensdauer (*shelf life*) definiert.

2.2.2 Verhalten der Rakete bei einem rasanten Anstieg der Umgebungstemperatur, Simulation Vollbrand (Fast Cook Off - FCO test)

Bei diesem Test wurden insgesamt 4 Raketen als Ganzes d.h. Führungsrohr, Anzündeinheit und Raketenmotor einer ca. 1000°C heissen Flamme ausgesetzt. Dies hatte zur Folge, dass sich die Anzündeinheit und der Raketenmotor welche sich im Innern des Führungsrohres befanden, rasch aufheizten.

Bei den beiden getesteten BRS-440 Raketen kam es nach 129 resp. 145 Sekunden zu einer heftigen Reaktion in Form eines schnellen Abbrandes bzw. Explosion des Raketenmotors. Beim Anzündmaterial sowie bei der einen Rakete auch bei der Verstärkerladung kam es zu keiner Reaktion. Von beiden auf der Testeinrichtung montierten Raketen wurde die Endkappe des Raketenmotors mit hoher Geschwindigkeit abgeschossen. Bei einer der getesteten Rakete blieben grössere Mengen unreakierter Raketentreibstoff zurück.

Bei beiden getesteten BRS-601 Raketen kam es nach 43 resp. 69 Sekunden zu einer heftigen Reaktion in Form eines schnellen Abbrandes bzw. Explosion. Alle Explosivstoffe der Anzündeinheit und des Raketenmotors haben sich vollständig umgesetzt. Durch die Wucht der Reaktion wurde der Raketenmotor beim Test von der Halterung losgerissen und hat das im Abstand von 2 m aufgestellte 2 mm starke Aluminiumzeugenblech durchschlagen.

Das Testresultat der 2. Rakete war vergleichbar mit dem Testresultat der 1. Rakete.

2.2.3 Verhalten der Raketen bei einem langsamen Anstieg der Umgebungstemperatur, Simulation in Nachbarschaft eines Feuers (Slow Cook Off - SCO test)

Bei diesem Test wurde der Raketenmotor ohne Anzündeinheit und Führungsrohr in einem isolierten Behälter langsam aufgeheizt. Vorgängig dem Test wurde dem Raketenmotor für weitere Untersuchungen 14 g Raketentreibstoff entnommen; d.h. beim Versuch war der Raketenmotor anstelle mit den üblichen 214 g mit nur 200 g Bruttorekettentreibstoff gefüllt. Für die Untersuchung wurde die Düsenöffnung des Raketenmotors mit einer 10 mm dicken Aluminiumscheibe fest verschlossen, um die Verdämmung analog Anzündeinheit zu simulieren.

Die Aufheizrate betrug bei diesem Versuch 15°C/Stunde.

Bei diesem Experiment fand die Reaktion nach mehr als 10 h Aufheizzeit bei 207°C statt.

Bei dieser Reaktion handelt es sich um eine Explosion bei welcher das Aluminiumgehäuse des Raketenmotors in einzelne wegfliegende Fragmente zerlegt wurde.



Abbildung 12: Resultat des Tests und Fragmente

2.2.4 DSC Analyse (*Differential Scanning Calorimetry*) (Dynamische Differenz Kalorimetrie)

Bei diesem Test wird mit geringen Mengen Testmaterial das thermische Verhalten dieser Substanzen untersucht; so lässt sich z.B. mit dem Test feststellen, ab welcher Temperatur ein Explosivstoff thermisch zersetzt wird und in welcher Form eine thermische Reaktion abläuft.

Die Temperatur der thermischen Zersetzung wie auch der thermische Reaktionsablauf sind abhängig von der Aufheizrate des Explosivstoffes.

Die durchgeführten DSC Untersuchungen ergaben folgende Resultate:

1. Die Stabilitätsgrenze des untersuchten Explosivstoffes aus dem Raketenmotor beträgt rund 150°C (Aufheizrate 15°C/Stunde).

Explosivstoffe, die einem Alterungsprozess unterworfen sind, sowie Explosivstoffe von anderen Herstellern, können eine tiefere Stabilitätsgrenze aufweisen.

2. Der Explosivstoff aus dem Raketenmotor weist im Vergleich mit den untersuchten Materialien aus Anzünder, Verstärker und Raketenmotor die tiefste Stabilitätsgrenze auf.
3. Im Vergleich zum Explosivstoff aus dem Raketenmotor liegt die Stabilitätsgrenze des Explosivstoffes aus dem Anzünder rund 40°C höher und diejenige aus dem Verstärker rund 80°C höher.

Aus den DSC Untersuchungsergebnissen kann folgendes geschlossen werden:

Solange eine BPS Rakete nicht in den Temperaturbereich der Stabilitätsgrenze des Raketentreibstoffes erwärmt wird, kann eine spontane Reaktion d.h. schneller Abbrand resp. Explosion ausgeschlossen werden.

2.2.5 Empfindlichkeit gegenüber elektrostatischer Entladung

Mit diesem Test wurden die drei Explosivstoffe aus dem Raketenmotor, dem Verstärker und dem Anzünder untersucht.

Dabei wird loses Testmaterial einer elektrostatischen Entladung ausgesetzt und festgestellt bei welcher Entladung erste Reaktionen auftreten.

Die Untersuchung hat ergeben, dass keiner der drei untersuchten Explosivstoffe gegenüber einer elektrostatischen Entladung von Menschen empfindlich ist.

Der tiefste Wert, bei welchem erste Reaktionen auftraten, wurde beim Anzündermaterial bei einer elektrostatischen Entladung von 560 mJ gemessen.

In der Praxis rechnet man damit, dass von einem Menschen ein 10-mal tieferer Wert ausgehen kann.

2.2.6 Empfindlichkeit gegenüber Reibung und Schlag

Diese beiden Tests wurden nur mit Material aus dem Raketenmotor durchgeführt.

Beim Reibungstest wird loses Material zwischen zwei rauen Oberflächen unter Last verrieben. Mit einer stufenweisen Erhöhung der Last wird festgestellt, ab welcher Last erste Reaktionen stattfinden.

Beim Schlagtest (Impact) wird loses Material durch einen Schlagstift beansprucht. Die Schlagenergie wird durch ein Fallgewicht erzeugt. Mit einer stufenweisen Erhöhung der Schlagenergie wird festgestellt, ab welcher Schlagenergie erste Reaktionen stattfinden.

Bei den durchgeführten Tests ergaben sich erste Reaktionen bei 96 N beim Reibungstest resp. 6 J beim Schlagtest. Auf Grund dieser Testresultate ist die Empfindlichkeit des untersuchten Materials gegenüber Reibung und Schlag moderat (mässig).

Der Raketentreibstoff und die Verstärkerladung der BRS-440 enthalten Magnesiummetallpulver. Beim Löschen dieser Explosivstoffe mit Wasser bildet sich Wasserstoff und in der Folge kann eine Knallgasreaktion auftreten.

3 Empfehlungen für vorsorgliche Massnahmen gültig für BPS – Flugzeuge

Die Empfehlungen in diesem Bericht richten sich an die Aufsichtsbehörden, Herstellerfirmen und Rettungsorganisationen.

Die situative Umsetzung und Wirksamkeit dieser Empfehlungen müssen von den Fachleuten der betroffenen Organisationen beurteilt werden.

3.1 Identifikation der BPS-Flugzeuge

3.1.1 Sicherheitsdefizit

Zurzeit sind BPS-Flugzeuge mit einem kleinen dreieckförmigen Kleber mit einer Seitenlänge von ca. 40 mm versehen. Der Kleber warnt vor den Gefahren, welche von einem BPS ausgehen und gibt der Rettungsmannschaft den Hinweis, vor Aufnahme der Rettungsarbeiten am Wrack die auf dem Kleber aufgedruckte Telefonnummer in den USA anzurufen.

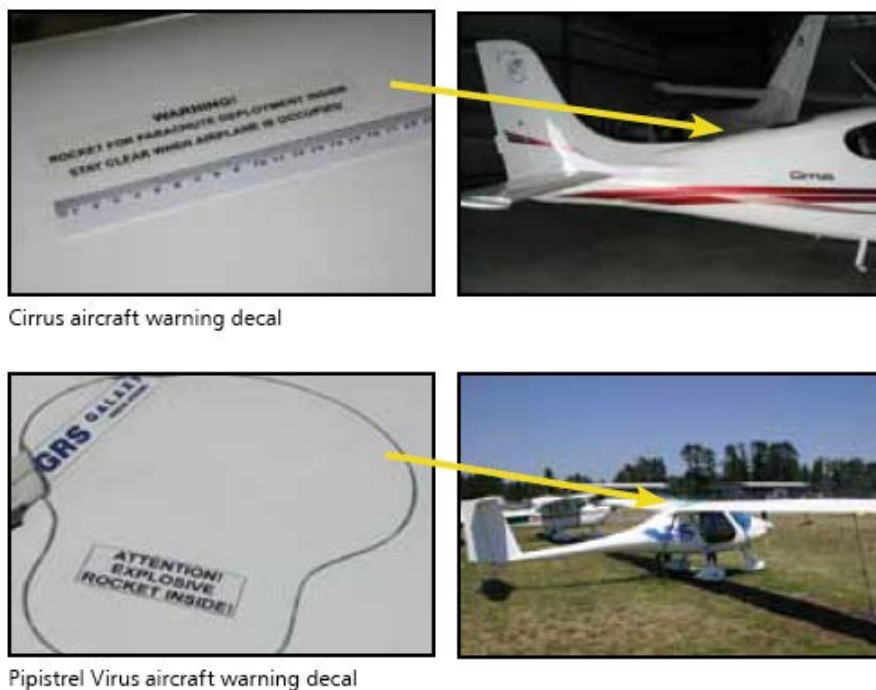


Abbildung 13: Zurzeit gültige Identifikationen von BPS-Flugzeugen

3.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 444

Als erste Massnahme sollen BPS-Flugzeuge klar und eindeutig als solche identifizierbar sein. Die Flugzeuge sind mit einem grossen, dreieckförmigen Gefahrenkleber von zirka 40 Zentimeter Seitenlänge auf dem Rumpf zu kennzeichnen. Dieser Kleber in auffälliger Farbe warnt, dass im/am Flugzeug ein BPS installiert ist, von welchem bei Rettungsarbeiten Gefahren ausgehen können, und dass vor Beginn der Rettungsarbeiten die auf dem Kleber aufgedruckte Telefonnummer der REGA anzurufen ist, bei welcher sich die Rettungsmannschaft über das weitere Vorgehen erkundigen muss. Weitere zu treffende Massnahmen sind:

- Am Flugzeug muss auf der Zelle die Ausschussöffnung der Rakete bezeichnet sein.
- Die Zelle ist so zu markieren, so dass bei Rettungsarbeiten ersichtlich ist, wo aufgeschnitten werden darf.

Bestehen Zweifel, ob das Flugzeug mit einem BPS ausgerüstet ist, muss die Rettungsmannschaft davon ausgehen, dass ein solches installiert ist.

3.2 Inventar der BPS - Flugzeuge

3.2.1 Sicherheitsdefizit

Bei der Meldung eines Flugunfalls ist es heute nicht direkt möglich, zu erfahren ob Flugzeuge mit einem installierten BPS daran beteiligt sind.

3.2.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 445

Das Bundesamt für die Zivilluftfahrt soll auf ihrer Homepage im Kapitel Luftfahrzeugregister die Detailanzeige mit der zusätzlichen Information ergänzen, ob im Flugzeug ein BPS eingebaut ist.

Der diensthabende Mitarbeiter der SUST bzw. die REGA können nach der Meldung eines Flugunfalls nachprüfen, ob im verunfallten Flugzeug ein BPS eingebaut ist, und somit bereits bei der Weitermeldung des Unfalls auf die Gefahr, welche von diesem BPS ausgeht, hinweisen.

3.3 Temperaturüberwachung von BPS - Flugzeugen

3.3.1 Sicherheitsdefizit

Wie aus Pkt. 2.2.3 ersichtlich, können die Raketen von BPS, die einem langsamen Anstieg der Temperatur (SCO) ausgesetzt sind, explodieren.

Das gleiche gilt, wenn ein Flugzeug in der Nähe eines Brandes einer erhöhten Temperatur ausgesetzt wird.

3.3.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 446

3.3.2.1 An der Rakete des BPS.

Auf den Raketen von BPS müssen möglichst nahe am Raketenmotor Thermoindikatoren angebracht sein (z.B. Telatemp). Bei diesen Thermoindikatoren wechselt die Farbe, wenn eine gewisse Temperatur überschritten worden ist.

Die Kontrolle der Thermoindikatoren muss z.B. in die Checkliste der Grundkontrolle der Flugzeuge integriert werden.

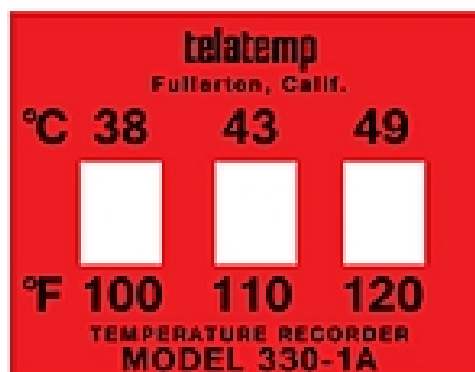


Abbildung 14: Telatemp Temperaturmessstreifen

3.4 Kontrolle der Restlebensdauer (*shelf life*)

Die Lebensdauer der BPS-Komponenten ist begrenzt.

Diese Lebensdauer muss von den Herstellern der BPS definiert werden; dabei muss ebenfalls die Aufbewahrungs- bzw. Betriebstemperatur in Betracht gezogen werden. Dies muss zusätzlich in den Wartungsdokumenten vermerkt werden.

Explosivstoffe, die über eine längere Zeit Temperaturen ausgesetzt sind, welche die maximal zulässige Aufbewahrungs- bzw. Betriebstemperatur überschreiten altern schneller, was die Stabilität der Explosivstoffe reduziert (Kap. 2.2.1).

3.4.1 Sicherheitsdefizit

Eine systematische Kontrolle der Restlebensdauer wird heute nicht durchgeführt. Ob die maximal zulässigen Aufbewahrungs- bzw. Betriebstemperaturen eingehalten werden, wird ebenfalls nicht überprüft.

3.4.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 447

Die Kontrolle der Restlebensdauer des BPS muss in die Checkliste der Flugzeuge integriert werden bzw. im Wartungsprogramm und den Dokumenten des Flugzeuges stehen. Ein Überschreiten der maximal zulässigen Aufbewahrungs- bzw. Betriebstemperatur über eine längere Zeitdauer ist dabei zu berücksichtigen.

3.5 Sicherung des BPS gegen ungewolltes Auslösen

Bei BPS-Flugzeugen, wird der Auslösemechanismus des Rettungssystems mit einem Griff und dem Auslösekabel betätigt. Der Auslöseweg des Griffs beträgt ca. 13 mm. Als zusätzliche Sicherung wird der Griff durch die Besatzung mit einem Stift gegen ein unbeabsichtigtes Betätigen des Auslösemechanismus gesichert, wenn das Flugzeug nicht im Betrieb ist.

3.5.1 Sicherheitsdefizit

Der Griff des Auslösemechanismus ist im Cockpit des Flugzeuges befestigt. Das Auslösekabel überträgt das Auslösen des Rettungssystems zur Anzündeinheit. In vielen Fällen ist die Rakete mit der Anzündeinheit direkt hinter den Sitzen montiert.

Rettungsmannschaften können an diesem Auslösekabel unbeabsichtigt ziehen und damit - auch mit einem gesicherten Griff - die Rakete auslösen. Diese Gefahr ist noch grösser, wenn durch den Aufprall des Flugzeuges auf den Boden der Auslösemechanismus vorgespannt wurde.

Der Flugzeughersteller Cirrus macht den Vorschlag, bei Unfällen das Auslösekabel mit einer speziellen Zange (Felco) möglichst nahe an der Anzündeinheit durchzutrennen.

Im seinem Bericht schreibt das NTSB, dass das Trennen des Auslösekabels auch mit einer speziellen Zange gefährlich sein kann, wenn beim Durchtrennen ungewollt ein kleiner Zug auf das Auslösekabel ausgeübt wird.

3.5.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 448

Die Hersteller von BPS-Systemen sollen überprüfen, ob durch ein Sicherungssystem die Anzündeinheit von der Rakete getrennt werden kann.

3.6 Flugzeughallen in welchen BPS-Flugzeuge stehen

Wenn eine Flugzeughalle brennt, ist die Gefahr gross, dass BPS-Flugzeuge explodieren können. Mit den thermischen Tests hat man festgestellt, dass solche Flugzeuge für die Feuerwehrmannschaften lebensgefährlich sind.

3.6.1 Sicherheitsdefizit

Gegenwärtig wissen die Flugplatzhalter bzw. deren Feuerwehrmannschaften nicht, ob und in welchen Flugzeughallen BPS-Flugzeuge stehen.

3.6.2 Sicherheitsempfehlungen Nr. 449

3.6.2.1 Plan der Flugzeughallen

Im C-Büro (Flugplatzbetriebsbüro) des Flugplatzes und/oder im Raum der Feuerwehrmannschaft muss ein Plan der Flugzeughallen des Flugplatzes aufliegen. Auf diesem Plan müssen die hangarierten BPS-Flugzeuge klar markiert sein.

3.6.2.2 Identifikation von Flugzeughallen und Überwachung der Temperatur

Flugzeughallen, in denen BPS-Flugzeuge abgestellt sind, müssen gut erkennbar gekennzeichnet sein, damit im Fall eines Hallenbrandes die Interventionsmannschaft entsprechend handeln kann.

Die Flugzeughallen müssen mit Maxima-Thermometer ausgerüstet sein, damit die Aufsichtspersonen kontrollieren können, welche Temperaturwerte erreicht worden sind.

3.7 Ausbildung

3.7.1 Ausbildung der Besatzungsmitglieder

3.7.1.1 Sicherheitsdefizit

Wie man den Unfall-Beispielen im Kapitel 1 entnehmen kann, hatten die Piloten und die Besitzer der Flugzeuge keine Kenntnis, welche Gefahren von den BPS ausgehen können.

3.7.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 450

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt soll sicherstellen, dass in den Ausbildungsprogrammen für Piloten die Funktionsweise der BPS enthalten sind.

3.7.2 Ausbildung der Einsatz- und Rettungsmannschaften

3.7.2.1 Sicherheitsdefizit

Wie man den Unfall-Beispielen im Kapitel 1 entnehmen kann, hat das Personal der Rettungs- bzw. Feuerwehrmannschaften beim Einsatz keine vorsorglichen Massnahmen getroffen. Die Mannschaft war weder informiert noch ausgebildet.

Der Vorschlag des Herstellers, bei einem Unfall eine dazu vorgesehene Telefonnummer in den USA anzurufen und einen Spezialisten anzufordern ist nicht praktikabel. Bei einem Unfall eines Flugzeuges können die Insassen schwer verletzt werden und die Rettungsmannschaften müssen ihren Auftrag innert nützlicher Zeit erfüllen können.

3.7.2.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 451

Die möglichen Einsatzorgane sind über die Gefährdung durch BPS-Systemen auszubilden.

Dabei ist zu unterscheiden zwischen:

1. Ausbildung von Interventionsmannschaften auf Flugplätzen
2. Kantonale Polizeikorps, Rettungssanität, Feuerwehrmannschaften
3. Kantonale Entschärfungsmannschaft via kantonale Polizeikorps
4. *Search and Rescue* (SAR) Dienste

4 Einsatzverfahren bei Unfällen/Brand mit BPS-Flugzeugen

Die Empfehlungen in diesem Bericht richten sich an die Aufsichtsbehörden, Herstellerfirmen und Rettungsorganisationen. Die situative Umsetzung und Wirksamkeit dieser Empfehlungen müssen von den Fachleuten der betroffenen Organisationen beurteilt werden.

Bei einem Unfall oder einem Brand bei denen BPS-Flugzeuge betroffen sind, ist in jedem Fall der Bereich des Raketenausschusses als unsicher resp. gefährlich einzustufen. Sicherheits- und Rettungskräfte sollen bei der Annäherung an das Flugzeug diesen Bereich meiden.

4.1 Brand in einer Flugzeughalle

In diesem Abschnitt wird davon ausgegangen, dass keine Menschen zu retten sind. Im Gegensatz zu einem Flugzeugunfall handelt es sich nicht um einen Rettungseinsatz, sondern um eine Lösch- oder Aufräumaktion.

4.1.1 Sicherheitsdefizit

Bei einem Brand in einer Flugzeughalle können lokal hohe Temperaturen entstehen. In einer solchen Situation ist es denkbar, dass vom Brand nicht direkt betroffene, mit einem BPS ausgerüstete Flugzeuge einer erhöhten Temperatur ausgesetzt waren/sind. Wie unter Kap. 2.2.3 (SCO) erklärt wird, kann eine solche Wärmestrahlung dazu führen, dass die Rakete des BPS explodiert.

Der Einsatzleiter, der auf der Brandstelle eintrifft, muss seine Mannschaft über die potenziellen Gefahren im Umgang mit BPS informieren und nochmals auf die Risiken hinweisen.

Neben den üblichen Vorsichtsmassnahmen in Zusammenhang mit den verschiedenen Treibstoffen, Strukturmaterialien der Flugzeuge, Risiko eines Einsturzes der Flugzeughalle sollen noch die folgenden zusätzlichen Sicherheitsmassnahmen getroffen werden:

- Überprüfen der erreichten Temperaturen in der Flugzeughalle auf dem Maxima-Thermometer (siehe Kap. 3.6.2.2)
- Wenn die erreichten Temperaturen nicht mit Sicherheit geschätzt bzw. gemessen wurden, muss man davon ausgehen, dass diese höher als 90°C waren; der Einsatz muss demzufolge gemäss Kapitel 4.1.2.2 erfolgen.
- Einhalten eines Sicherheitsabstandes um BPS-Flugzeuge.
- Sicherstellen von Löschstoffen und Abkühlungsflüssigkeit in genügender Menge. Dabei ist zu beachten, dass der Raketentreibstoff und die Verstärkerladung Magnesiummetallpulver enthalten können. Dieses bildet mit Wasser Wasserstoffgas, was als Brandbeschleuniger wirkt (Explosionsgefahr).

4.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 452

4.1.2.1 Wenn die erreichten Temperaturen tiefer als 90°C sind

Wenn die angezeigten Temperaturen am Maxima-Thermometer tiefer als 90°C sind oder mit Sicherheit davon ausgegangen werden kann, dass keine höheren Temperaturen als 90°C erreicht worden sind, sind die Thermoindikatoren auf den Raketen mit den entsprechenden Vorsichtsmassnahmen zu kontrollieren. Wenn durch die Thermoindikatoren bestätigt wird, dass der Temperaturgrenzwert von

90°C nicht überschritten wurde, kann zum *Normal Operation* Standard-Verfahren übergegangen werden.

4.1.2.2 Wenn von Temperaturen höher als 90°C ausgegangen werden muss

Wenn höhere Temperaturen als 90°C erreicht worden sind oder von höheren Temperaturen ausgegangen werden muss, hat der Einsatzleiter davon auszugehen, dass das Risiko einer Raketenexplosion besteht.

Der Einsatzleiter hat für alle Beteiligten die Sicherheitsabstände zu beachten, die gefährdete Zone abzusperren und die Entschärfungsspezialisten beizuziehen.

4.2 Unfall eines BPS-Flugzeuges mit anschliessendem Brand

4.2.1 Sicherheitsdefizit

Die Rettungsmannschaften wissen heute nicht, dass nach einem Unfall eines BPS-Flugzeuges mit anschliessendem Brand die Rakete des BPS infolge der Hitze einwirkung explodieren kann. Wie im Kapitel 2.2.3 beschrieben, werden bei der Explosion der Rakete Metallteile weggeschleudert, die für die Rettungsmannschaften lebensgefährlich sein können. Die *Federal Aviation Administration* aus den USA schlägt vor, bei Bergungsarbeiten einen Sicherheitsradius von 300 ft (ca.100 m) um das Wrack einzuhalten.

4.2.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 453

Flugzeuge, die beim Unfall in Brand geraten, müssen aus sicherer Distanz intensiv abgekühlt werden. Dadurch kann verhindert werden, dass die Rakete des BPS explodiert, wenn die Rettungsmannschaften sich dem Wrack nähern.

4.3 Unfall eines BPS-Flugzeuges ohne anschliessenden Brand

4.3.1 Sicherheitsdefizit

Die Gefahr ist gross, dass beim Retten der Insassen am Griff oder am Auslösekabel unbeabsichtigt gezogen wird, was zu einem Auslösen der Rakete und dem Abschuss des Fallschirms aus dem Wrack führt. Mitglieder der Rettungsmannschaften können dabei von wegfliegenden Objekten getroffen werden oder die Abbrandgase der Rakete können das Wrack im Brand setzen.

Die vorgeschlagene Lösung, den Auslösegriff mit einem Sicherungsbolzen zu blockieren ist ungenügend. Das Auslösekabel kann irgendwo in der Kabine oder im Gepäckraum unter Spannung stehen wodurch der Schlagbolzen der Anzündeinheit vorgespannt wird. Bei einem plötzlichen Wegfall der Kabelspannung könnte so die Rakete ausgelöst werden.

Wie in den FAA und NTSB Dokumenten erwähnt, kann das Durchtrennen des Auslösekabels gefährlich sein.

Sinngemäss gilt das Gleiche für Wartungs- und Reparaturarbeiten an BPS-Flugzeugen, da es durchaus denkbar ist, dass ein Mechaniker versehentlich die Rakete auslöst.

4.3.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 454

4.3.2.1 Blockieren des Auslösekabels

Eine Möglichkeit besteht darin, das Auslösekabel so nahe wie möglich an der Anzündeinheit zu blockieren. Dies könnte z.B. mit einer Crimpzange durchgeführt werden, indem mit einer Crimpklampe das Auslösekabel mit dem Kabelmantel verpresst und dadurch blockiert wird.

4.3.2.2 Schutzmantel über die Rakete

Es sollte abgeklärt werden, ob das Herstellen eines Schutzmantels möglich ist. Vor Beginn allfälliger Arbeiten am Wrack oder am Flugzeug würde ein Schutzmantel aus einem starkem Abschirmmaterial, wie z.B. Kevlar, über die Rakete gestülpt. Die Funktion dieser Einrichtung wäre einem Geschoss-Schutzmantel ähnlich; wenn die Rakete ungewollt angezündet würde, bliebe sie im Schutzmantel abgekapselt.

4.4 Bergung eines Wracks nach einem Unfall

Bei der Bergung eines Wracks eines BPS-Flugzeuges mit einem noch aktiven BPS, sind entsprechende Vorkehrungen und Massnahmen zu treffen. Die mechanische Instabilität des Wracks kann dazu führen, dass beim Handling des Wracks das Auslösekabel des BPS gespannt wird, was unter Umständen zu einem Auslösen des BPS führt.

Bei der Entsorgung eines Wracks mit aktivem BPS ist deshalb ein vorsorglicher Eingriff einer Entschärfungsmannschaft unabdingbar.

Payerne, 27. August 2012

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle

Dieser Schlussbericht wurde von der Geschäftsleitung der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 3 Abs. 4g der Verordnung über die Organisation der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle vom 23. März 2011).

Bern, 11. Juni 2013



RESTRICTED

Final report - Analysis



Thermal behavior of BRS 440 and BRS 601 rockets

Alexandre Sarbach
Explosives, effect and protection

Direct number +41 33 228 27 65
alexander.sarbach@ar.admin.ch

Thun, 18-Oct-11

Summary

Small aircraft ballistic recovery systems are nowadays worldwide used and therefore it is crucial that the first responder teams know all possible hazards which can occur after an air crash. During the investigation of first accidents with aircrafts equipped with such systems, the Swiss federal bureau for air crash investigation (BFU) observed a leak of information especially concerning the thermal behavior of such ballistic rockets. On request and order of BFU, we have performed the present study which covers the investigation of the thermal behavior of two types of small aircraft ballistic recovery rockets and the sensitivity tests of the energetic materials contained therein.

The results show that these rocket motors can react violently in particularly in a slow cook off scenario with rapid ejection of individual heavy fragments. It is also possible that open energetic substances can remain at the place. First responder teams should know these hazards and should be trained to apply the corresponding counteractive measures.

BFU, Daniel Knecht (2), Jean Overney (1)
FOP (1); MJO (1); ROM (1); GB (1); HAB (1); SAH (1)
L W+T, EIP, PLD
Technical assignment No. 820100200422

Change control

Version	Date	Description, remark	Name or role
01	18.10.2011	First version	SAH

Table of contents

1	Introduction	6
1.1	Initial situation	6
1.2	Purpose of assignment.....	6
1.3	Assigning organization and supporting services	6
1.4	References.....	7
2	Execution of the analysis	8
2.1	Procedure	8
2.2	Test objects.....	8
2.3	Measuring methods and equipments.....	8
2.3.1	Fast Cook-off test (FCO)	8
2.3.2	Slow Cook-off test (SCO)	8
2.3.3	Differential scanning calorimetry (DSC).....	9
2.3.4	Friction, impact and electrostatic tests.....	9
2.4	Data treatment and simulation.....	9
3	Results	10
3.1	Dismantling of a BRS 440 rocket.....	10
3.2	Fast Cook-off test.....	11
3.3	Slow Cook-off test	13
3.4	Friction, impact and electrostatic discharge tests	14
3.5	Differential scanning calorimetry and simulations	15
3.5.1	Simulations	16
4	Assessment.....	19
5	Conclusions	20
6	Release	21
7	Annex	22
7.1	Type of reaction according MIL-STD 2105 B.....	22
7.2	Measurement protocols.....	23
7.2.1	FCO	23
7.2.2	Impact, friction and electrostatic discharge.....	27

List of illustrations

Fig. 1: Main components of the BRS 440 rocket; the 3 gray cylinders at the top of the rightmost picture compose the rocket motor.	10
Fig. 2: Detail of the igniter of the BRS 440 rocket. The primary booster charge is contained in two firing channels under an aluminum foil (glued to the base of the igniter; left picture). The picture in the middle shows the two percussion cups in the igniter housing and the two firing pins beside. The rightmost picture shows one of the two percussion cups and the housing cut by a diamond wire saw.	10
Fig. 3: FCO set-up; respectively for the BRS 440 (left) and the BRS 601 (right).	11
Fig. 4: FCO test V01 of BRS 440; before (left) and after the test (right).	12
Fig. 5: FCO curves respectively for the BRS 440 (left) and the BRS 601 (right).	12
Fig. 6: FCO results for the BRS 440 respectively for test V01 (left) and test V03 (right).	12
Fig. 7: FCO results for the BRS 601 respectively test V02 (left) and the test V04 (right).	13
Fig. 8: Arrangement of the BRS 440 rocket for the SCO test; respectively rocket with probes and in position in the brick cylinder.	13
Fig. 9: SCO heating curves for the BRS 440 rocket at 15°C per hour.	14
Fig. 10: SCO of the BRS 440 rocket; respectively before and after test and the fragments.	14
Fig. 11: DSC curves of the rocket motor, the primary booster and the primer mixture with a heating rate of 5°C per minute.	15
Fig. 12: Typical DSC curves of the primer mixture at different heating rates of 1, 5 and 10°C per minute.	17
Fig. 13: Typical reaction progress kinetic results based on DSC curves with several heating rates of 1, 5 and 10°C per minute.	18
Fig. 14: Typical activation energy and pre exponential factor calculation.	18
Fig. 15: Prediction of the reaction progress under adiabatical condition for a heating rate of 15°C per hour; the blue curve represents the rocket motor, the green curve the primary booster and the red curve the primer mixture.	18

List of tables

Table 1: Summary of the FCO experiments	11
Table 2: Handling safety test results.	15

List of abbreviations

Abbreviation	Text
A	Pre-exponential factor
α	Reaction progress
AKTS	Advanced Kinetics and Technology Solutions Inc., CH-Sierre
AP	Ammonium Perchlorate
BFU	Swiss federal bureau for air crash investigation
BRS	Ballistic Recovery Systems, Inc
BP	Black Powder
DSC	Differential Scanning Calorimetry
Ea	Activation energy
FCO	Fast Cook-off
HTPB	Hydroxyl Terminated PolyButadiene
Mg	Magnesium
SCO	Slow Cook-off
STANAG	Standardization agreement
UVEK	Department of Environment, Transport, Energy and Communications
WTE	Science and Technology, Explosives, Effect and Protection
WTT	Science and Technology, Test Center

1 Introduction

1.1 Initial situation

The present investigation was performed on request and order from the BFU (Swiss federal bureau for air crash investigation) which belongs to the UVEK. By end of 2008 they informed us for the first time about safety concerns with Airplane Parachute Systems which contains energetic materials and which are increasingly deployed in Switzerland. In case of an air crash of a plane equipped with such a parachute system, reactive parts can remain in unsafe condition and the rescue teams needs to know all possible hazards to react appropriately. Especially in case of a fire the BFU is actually not documented enough about possible dangers from the different components and energetic substances involved.

The BFU purchased from the manufacturer 3 rockets BRS 440 and 2 rockets BRS 601 for the tests.

1.2 Purpose of assignment

The purpose of this study is to analyze the effects of direct thermal load and heat radiation which occurs during a fire on the BRS 440 and BRS 601 rockets and to determine the handling safety of the different energetic materials involved. Thereby the temporal development and the violence of reaction are of main interest.

1.3 Assigning organization and supporting services

This study was performed by armasuisse, Science and Technology according to the order from BFU, Nr. 2000013052, from June 21st 2001. The SCO and FCO were performed by WTT and all other analysis by WTE. The investigation is based on different documents which we got from BFU [1,2,3,4,5]

1.4 References

1. Bernd Vögeli, Frank Miklis, BRS Inc, Germany, Handbuch für BRS-5/6 Rettungssysteme, 2009
2. BRS-6 General Installation Guide (Models 600 through 1800), BRS Inc. Document Nr.020001-03, Revision D, 2008
3. BRS 182 System description, part of BRS 182 Installation Manual, Document Nr. 9005-IM/Rev C,BRS Inc., 12.02.2004
4. Safety Recommendation, National Transportation Safety Board, Washington, D.C. 20594, April 29, 2004
5. Gerätekenblatt für Junkers Raketenmotor, Junkers Profly, 08.03.2004
6. STANAG 4240 Liquid fuel / external fire munitions test procedures
7. STANAG 4382 Slow heating munitions test procedures
8. Agilent Data Acquisition <http://www.home.agilent.com>
9. Programmable Temperature Controller <http://www.rkcinst.co.jp/english/>
10. STANAG 4515 Explosives: thermal characterization by differential thermal analysis, differential scanning calorimetry and thermogravimetric analysis
11. STANAG 4490 Explosives, electrostatic discharge sensitivity test
12. STANAG 4487 Explosive, friction sensitivity test
13. STANAG 4489 Explosives, impact sensitivity tests
14. AKTS-Calisto Software Version 1.088 April 2011, Advanced Kinetics and Technology Solutions, <http://www.akts.com>
15. AKTS-Thermokinetics Software Version 3.25 April 2011, Advanced Kinetics and Technology Solutions, <http://www.akts.com> (AKTS-Thermokinetics software and AKTS-Thermal Safety software).
16. ASTM E1641-07, "Standard Test Method for Decomposition Kinetics by Thermogravimetry", Annual Book of ASTM Standards, vol. 14.02, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2007.
17. ASTM E698-05, "Standard Test Method for Arrhenius Kinetic Constants for Thermally Unstable Materials", Annual Book of ASTM Standards, vol. 14.02, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2005.
18. NATO Allied Ordnance Publication (NATO AOP) 48, Ed.2, Military Agency for Standardization, NATO Headquarters, 1110, Brussels, Belgium, 2007.
19. S.Vyazovkin, A.K. Burnham, J.M. Criado, L.A. Perez-Maqueda, C. Popescu, N. Sbirrazzouli, Thermochim. Acta, 520 (2011) 1.
20. H. L. Friedman, J. Polym. Sci, Part C, Polymer Symposium (6PC), 183 (1964).
21. T. Ozawa: Bull. Chem. Soc. Japan, 38 (1965) 1881.
22. J.H. Flynn, L.A. Wall, J. Res. Nat. Bur. Standards, 70A (1966), 487

2 Execution of the analysis

2.1 Procedure

The FCO and SCO experiments were performed at the Sprengbunker, laboratory II, by Mr. Martin-Karl Rolli and Mr. Beat Grünig.

The dismantling was done at Anlage Thierachern and in laboratory II by Mr. Jörg Mathieu and Mr. Robert Aegerter.

The analyses were carried out at the Labor II. Mr. Bruno Haas was in charge of the handling safety tests and Mr. Alexandre Sarbach for the DSC, thermal simulation and data treatment.

2.2 Test objects

BRS 440 rocket 1-3 Rocket: SN T2B44-BFU-Schweiz2, BAM-PT2-0187, DAeC BN07/90, 06/2011

Igniter: Part Nr. 008403-01 Rev E, Lot# BRS11C-228, SN BRS440-1260

BRS 601 rocket 1-2 Rocket: SN 6403 P/N 008418-01 Rev A 04/2011, Lot# BRS11C-044

Igniter: Part Nr. 008403-01 Rev E, Lot# BRS11C-230, SN 6404

2.3 Measuring methods and equipments

2.3.1 Fast Cook-off test (FCO)

For the FCO we have used an internal set-up based on STANAG 4240 [6]. The rocket was fixed in the center of a mobile aluminum pipe structure with two metal straps. A type J bimetal temperature probe was placed 1 cm above the rocket to measure the test temperature. The structure with the mounted rocket can then be pulled over 6 gas burners (2 series of 3 in parallel) to ensure a very fast heating rate (a few seconds) to reach a temperature of 1000°C and maintain it till the reaction has taken place. Axially to the rocket in 2 m distance were placed two Aluminum witness plates (100x100cm) of 2 mm thickness.

2.3.2 Slow Cook-off test (SCO)

For the SCO we have used an internal set-up based on STANAG 4328 [7]. At the surface of the rocket we attached with metal straps three type J bimetal temperature probes. The rocket was inserted in the center of a spiral heating element which was placed in the center of a 26 cm long brick cylinder with an external diameter of 17cm and a wall thickness of 1.5 cm. All this setup was isolated with several layers of glass-wool.

The data acquisition was done with the Data Acquisition d'Agilent [8] (Switch Unit 34970A) and a programmable Temperature Controller (REX-P48/96 series) from RKC instrument Inc. [9]. We have used the Agilent BenchLink Data Logger 3 software version 3.10.00.

2.3.3 Differential scanning calorimetry (DSC)

The DSC [10] measurements were performed on a DSC1 from Mettler-Toledo driven by the software STARe version 9.30. The samples were placed in a high pressure 40 μ l gold plated crucible. N₂ 50 (at 150 ml/min.) was used as purge gas and Ar 60 (at 30 ml/min.) as measuring gas.

2.3.4 Friction, impact and electrostatic tests

The handling safety tests were performed according STANAG [11-13]. For the friction and impact test we have used the standard apparatus from Julius Peters, D-Berlin. For the electrostatic discharge we have used an apparatus developed by armasuisse.

2.4 Data treatment and simulation

The data were treated with the CALISTO [14] software version 1.088 developed by AKTS. The numerical simulations were performed with the AKTS-Thermo kinetics [15] software version 3.25 from AKTS.

3 Results

3.1 Dismantling of a BRS 440 rocket

According to the producer, the energetic substances used in BRS 440 and BRS 601 are identical. To isolate these substances from the system, the BRS 440 rocket Nr. 1 was dismantled completely. From this rocket we got three different energetic materials:

- rocket motor (HTPB/AP/Mg) three cylinders, 71.3 g each
- primary booster (BP/Mg) 160mg
- primer mixture (composition unknown) 300mg



Fig. 1: Main components of the BRS 440 rocket; the 3 gray cylinders at the top of the rightmost picture compose the rocket motor.



Fig. 2: Detail of the igniter of the BRS 440 rocket. The primary booster charge is contained in two firing channels under an aluminum foil (glued to the base of the igniter; left picture). The picture in the middle shows the two percussion cups in the igniter housing and the two firing pins beside. The rightmost picture shows one of the two percussion cups and the housing cut by a diamond wire saw.

The active parts in the BRS are mechanically well protected and sealed properly. This is of great importance as Magnesium (Mg) reacts with humidity by the time under production of hazardous hydrogen gas.

3.2 Fast Cook-off test

The description of the test samples and results for the FCO experiments are listed in the following table:

Test Nr. / Rocket	Mean Temp. [°C]	Time to Reaction [s]	Type of Reaction ¹	Remarks
V01/ BRS 440 Nr. 2	1045	145	Type V-IV Fast burning towards deflagration	End cap was axially ejected out of the rocket casing with high velocity. The main part of HTPB cylinder of the rocket motor did not react. Both percussion cups of the Igniter did not react.
V03/ BRS 440 Nr. 3	1085	129	Type V-IV Fast burning towards deflagration	The end cap was axially ejected out of the rocket casing with high velocity. One wire cut and the second wire almost cut. No unreacted rocket motor parts left. Igniter including primary booster remained unreacted.
V02/ BRS 601 Nr. 1	1050	43	Type V-IV Fast burning towards deflagration	The rocket was axially ejected apart from the fixation and penetrated the 2 mm thick aluminum witness plate (see Fig. 7). The outer casing of the rocket was ejected to the opposite witness plate which resulted in a crack into the plate. All parts of the rocket motor and igniter did react.
V04/ BRS 601 Nr. 2	1065	69	Type V-IV Fast burning towards deflagration	The rocket remained onto the support but shifted the whole test equipment about 1.5 m in the direction of the base of the rocket. All parts of the rocket motor and igniter did react.

Table 1: Summary of the FCO experiments



Fig. 3: FCO set-up; respectively for the BRS 440 (left) and the BRS 601 (right).

¹ Sample pictures for Type of Reaction see Annex 7.1

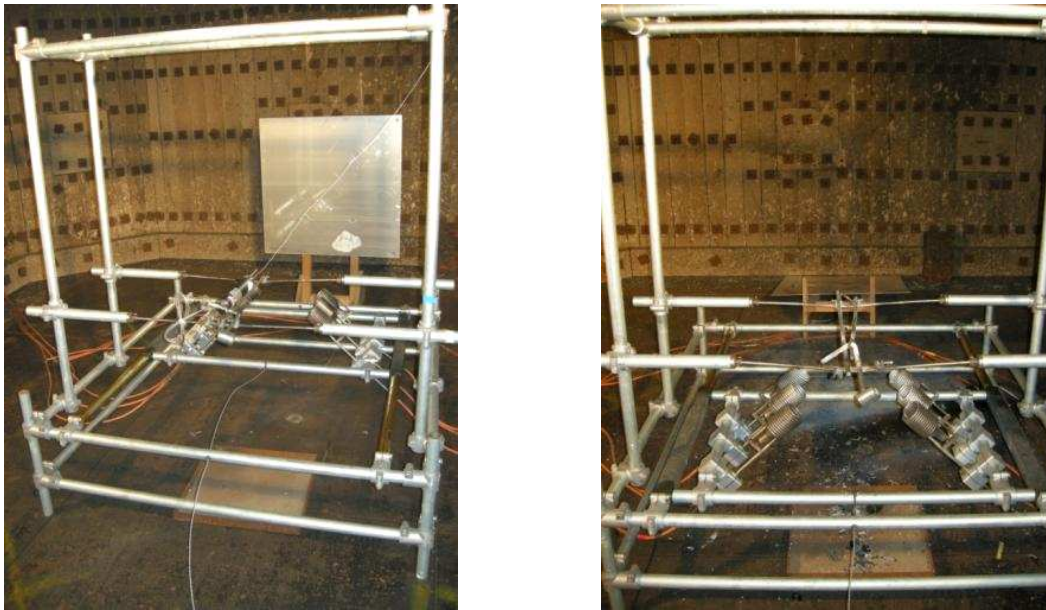


Fig. 4: FCO test V01 of BRS 440; before (left) and after the test (right).

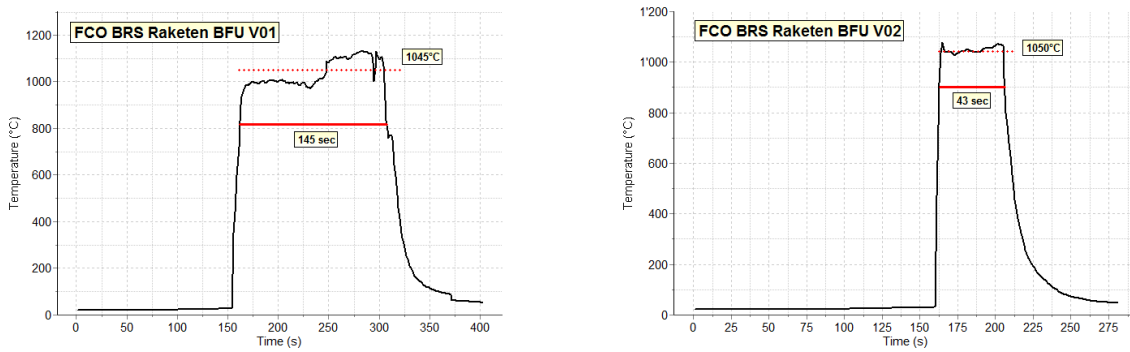


Fig. 5: FCO curves respectively for the BRS 440 (left) and the BRS 601 (right).



Fig. 6: FCO results for the BRS 440 respectively for test V01 (left) and test V03 (right).



Fig. 7: FCO results for the BRS 601 respectively test V02 (left) and the test V04 (right).

3.3 Slow Cook-off test

Only one type of BRS rocket was left to perform an indicative SCO experiment; BRS 440 Nr. 1 which was used for dismantling. The test was performed without Igniter (used for analytical tests) and with an aluminum disc of 1 cm thickness for confinement towards the rocket nozzle. The first HTPB cylinder of the rocket motor weighted 57.3 g instead of 71.3 g. We have chosen a heating rate of 15°C/h for this experiment which corresponds to a realistic heating rate for the thermal radiation of a fire in the vicinity.

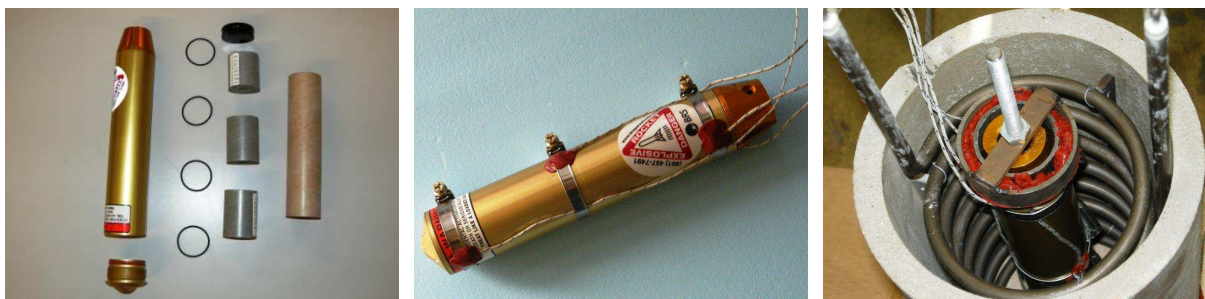


Fig. 8: Arrangement of the BRS 440 rocket for the SCO test; respectively rocket with probes and in position in the brick cylinder.

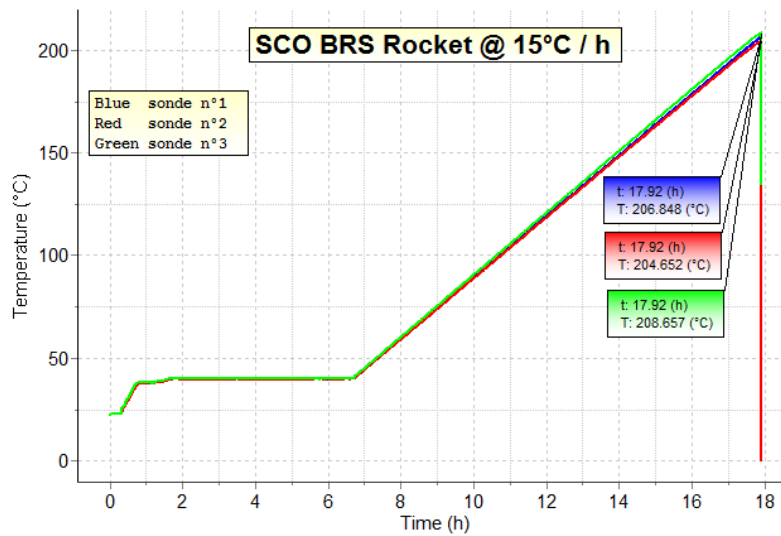


Fig. 9: SCO heating curves for the BRS 440 rocket at 15°C per hour.

The violent reaction corresponds to a type IV – III started after 18 hours at a temperature of around 207°C. The differences in temperature between the three probes originate most probably by the geometry of the rocket and the heating system which is not fully symmetrically.



Fig. 10: SCO of the BRS 440 rocket; respectively before and after test and the fragments.

3.4 Friction, impact and electrostatic discharge tests

The mass of the primary booster and the primer mixture left for these tests was only about 100-200 mg; this wasn't enough to perform all three tests. The electrostatic discharge test was favored as this test represents the main danger for such mixtures in case of a breakup of the protecting casings.

For each test, two values were reported; the first where the first reaction occurred and the value of no reaction i.e. where it begin to be safe (6 repetitions for each level).

Samples		Sensitivity test		
		Electrostatic discharge	Impact	Friction
		[J]	[J]	[N]
rocket motor	No reaction	>5.6	5	80
	First reaction	>5.6	6	96
primary booster	No reaction	1.0	n.a.	n.a.
	First reaction	1.8	n.a.	n.a.
primer mixture	No reaction	0.1	n.a.	n.a.
	First reaction	0.6	n.a.	n.a.

Table 2: Handling safety test results.

All three substances are not sensitive towards electrostatic discharge. The HTPB (rocket motor) shows a moderate sensitivity towards mechanical load (impact, friction).

3.5 Differential scanning calorimetry and simulations

For each DSC measurement we have used samples about 1 mg. The following figure summarizes the DSC of the 3 samples i.e. the rocket motor, the primary booster and the primer mixture of the igniter.

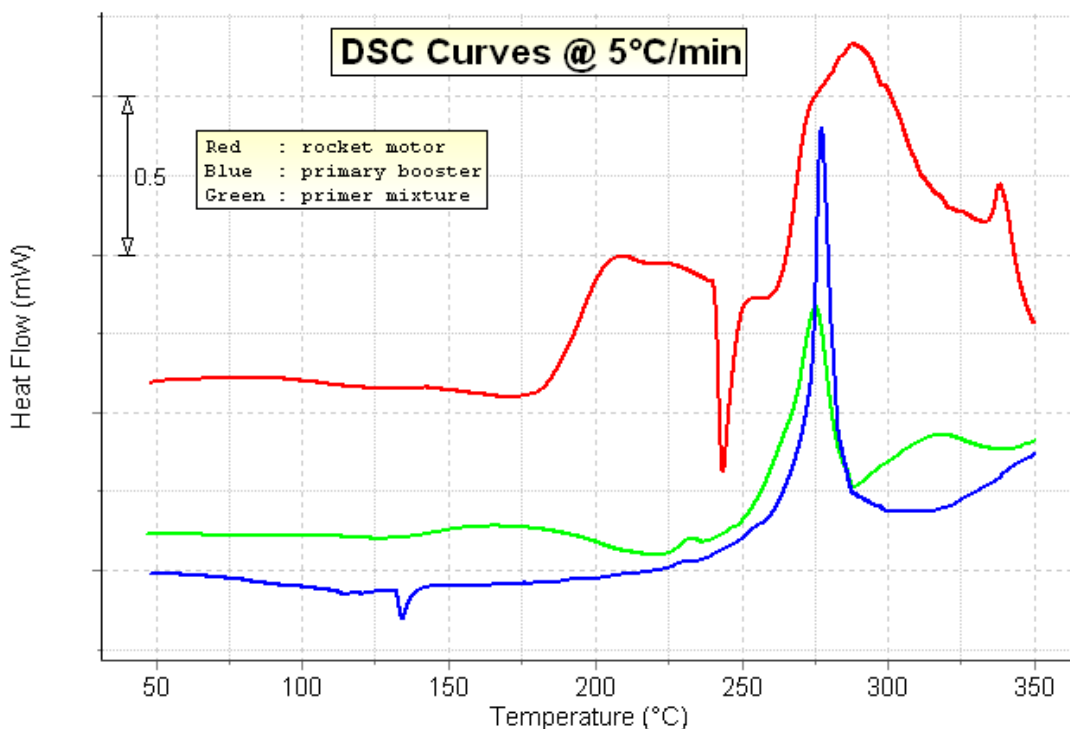


Fig. 11: DSC curves of the rocket motor, the primary booster and the primer mixture with a heating rate of 5°C per minute.

3.5.1 Simulations

The practical application of the kinetic evaluation of the thermally induced decomposition reactions requires two main stages:

- (1) determination of the kinetic parameters of the investigated process, namely the values of the activation energy E_a , the preexponential factor A and the form of the $f(\alpha)$ function depending on the reaction model.
- (2) application of obtained kinetic triplet (A , E_a and $f(\alpha)$) for the prediction of the reaction course under arbitrarily chosen temperature profiles. This issue is of great importance in investigating of materials aging i.e. the time and temperature dependent decay of material properties occurring often even at ambient temperatures.

Commonly applied kinetics evaluation methods such as ASTM E1641-07 [16], ASTM E698-05 [17] or NATO stability test procedure [18] are all based on the first order kinetic model; therefore the peculiarities of other models expressed by the form of the $f(\alpha)$ function are not taken into considerations. The models of the thermal decomposition reactions can be divided into three main types (see e.g. [19]) depending on the shape of the α -time dependence in isothermal conditions:

- decelerating, when the maximal reaction rate is observed at the beginning of the reaction
- accelerating, when the reaction rate increases during reaction course, and
- sigmoidal, characterized by the long induction period ; the maximal reaction rate occurs somewhere between the beginning and the end of the decomposition.

A full kinetic analysis of a solid state reaction has at least three major stages:

- (1) Experimental collection of data
- (2) Computation of kinetic parameters using the data from stage 1
- (3) Prediction of the reaction progress for required temperature profiles applying determined kinetic parameters.

Experimental collection of data

The 3 samples, rocket motor, primary booster and primer mixture were measured with the DSC at different heating rates. The reproducibility of the DSC curves is not as good due to the high inhomogeneity of the samples, in particular of the rocket motor, if we have to work in the milligram domain.

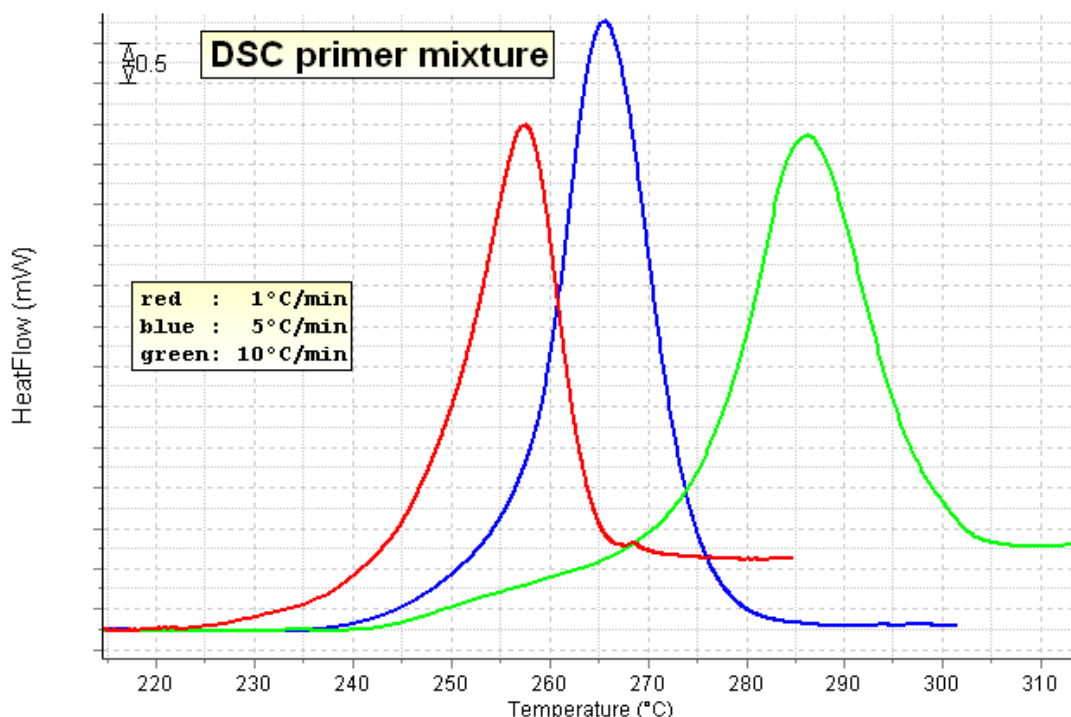


Fig. 12: Typical DSC curves of the primer mixture at different heating rates of 1, 5 and 10°C per minute.

Computation of kinetic parameters

The kinetic parameters can be evaluated by the isoconversional method. This is a numerical method which involves determination of temperatures corresponding to certain, arbitrarily chosen values of the conversion extent α recorded in the experiments carried out at e.g. different heating rates β . Isoconversional methods are based on the so called isoconversional principle saying that the reaction rate $d\alpha/dt$ at constant reaction progress α is only a function of temperature and that the temperature dependence is contained only in the Arrhenius expression. These methods can be applied for determination of the activation energy (or dependence E_a on α) without assuming the explicit form of $f(\alpha)$.

The thermo analytical data set usually contains:

- the relationship between specific conversion, α_i and temperatures for different heating rates (non-isothermal mode).
- the relationship between specific conversion, α_i , and time for different temperatures (isothermal mode).

Commonly applied are the following three isoconversional methods known as: Friedman [20], Ozawa-Flynn-Wall [21-22] and the ASTM E698 analysis [17].

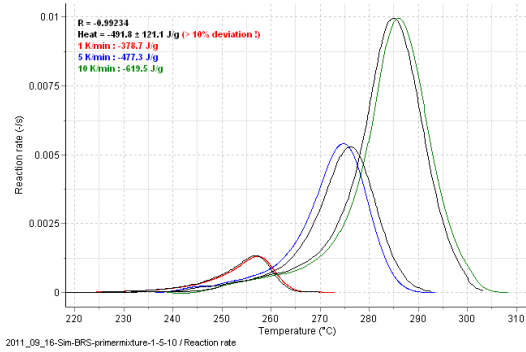


Fig. 13: Typical reaction progress kinetic results based on DSC curves with several heating rates of 1, 5 and 10°C per minute.

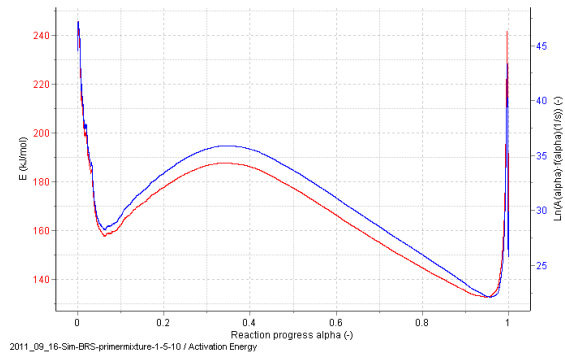


Fig. 14: Typical activation energy and pre exponential factor calculation.

Prediction of the reaction progress for required temperature profile

Kinetic parameters calculated from non-isothermal experiments allow prediction of the reaction progress at any temperature mode: isothermal, non-isothermal and intermediate intervals in the heating rate.

We have chosen the stepwise mode to simulate what happens in a SCO experiment at 15°C per hour.

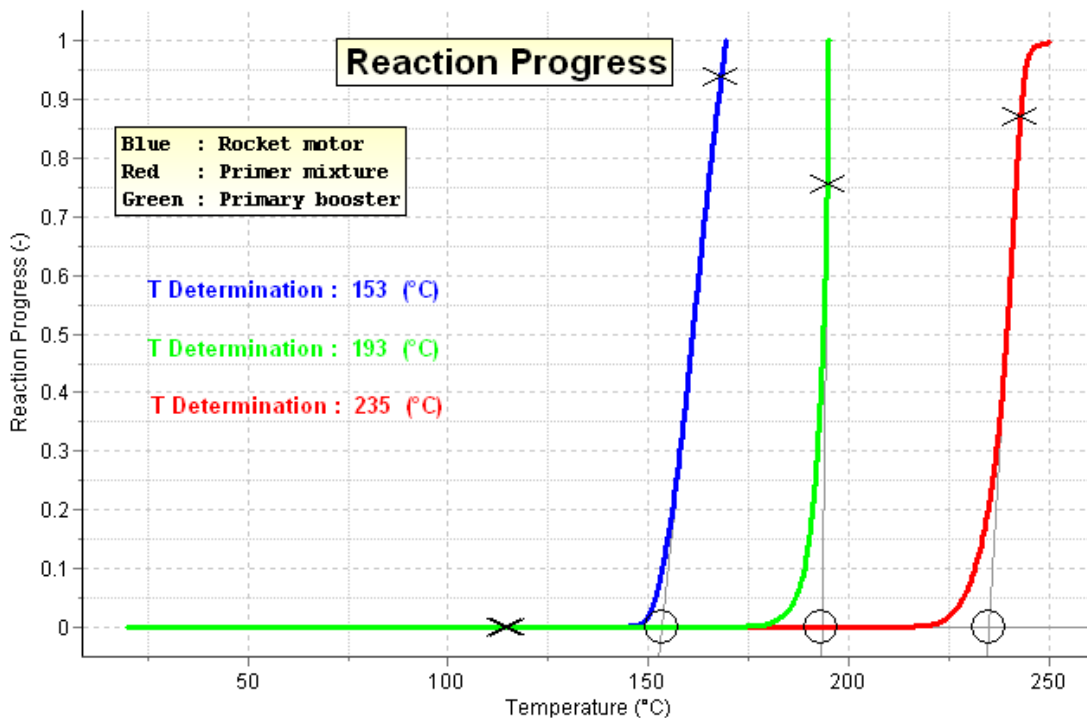


Fig. 15: Prediction of the reaction progress under adiabatical condition for a heating rate of 15°C per hour; the blue curve represents the rocket motor, the green curve the primary booster and the red curve the primer mixture.

4 Assessment

From the dismantling of the rocket BRS 440 we got three explosives components; the rocket motor, the primary booster and the primer mixture. All three components are not very sensitive to electrostatic discharge; which is the major concern especially for open pyrotechnic compositions. Due to the small available quantity of the primary booster and the primer mixture, it was not possible to perform the friction and impact tests on them. The HTPB rocket motor propellant shows a moderate sensitive to friction and impact. This result implies that one can manipulate remaining open explosives from BRS if one avoid stronger mechanical load.

The fast cook-off experiments have shown that the BRS 440 rocket could support during 145 to 129 seconds an average temperature of 1050°C and the BRS 601 rocket could support the same temperature during 43 to 69 seconds. For both systems we observed a reaction of type V-IV (burning towards deflagration) with some pieces up to several hundred grams which will be ejected much more than 15 meter away.

The slow cook-off experiment with a heating rate of 15°C per hour has shown a quite violent reaction of type IV – III at 207°C. This reaction can be classified as strong deflagration towards explosion. This SCO was performed with the rocket motor without primary booster and percussion cups with primer mixture as no igniter was left for this test.

The DSC experiments have shown that for a heating rate of 5°C per minute, the rocket motor is the sample which shows first an exothermic reaction at 180°C (cf. fig. 11). In comparison the primary booster and the primer mixture seem to be thermodynamically more stable.

For the thermodynamical simulations we had to make a compromise due to the high inhomogeneity of the sample in the milligram domain. This was especially the case for the HTPB rocket motor. For the simulation we could use only the first exothermic peak (up to 220°C) instead of the full spectrum as for the other two substances. Figure 15 shows the reaction progress of the three samples in an adiabatically configuration. Although that this condition does not totally fulfill to the SCO test set-up, it is reasonable to assume that with a heating rate of 15°C per hour, the rocket motor will probably react first.

5 Conclusions

The present experiments have shown that the BRS rockets directly in a fire (FCO scenario) or in presence of irradiative heat (SCO scenario) can react with fast burning to deflagration reaction up to explosion. It is to expect that in most cases of a reaction of the rocket, the wires and belts between the parachute and airplane will hold back the main rocket case parts. So the safety distance for these parts will be within this defined radius formed by the length of wires and belts. The present investigation has shown that at least one heavy piece (end cap of approx. 88 g) of the BRS 440 will be ejected and one or more even heavier pieces from BRS 601 will be ejected over much bigger distances than the above mentioned scenario.

The observations during these tests have revealed that the connection wires could be damaged at some stage in the fire and eventually malfunction when the motor reacts.

Especially for BRS 440, one has also to take into account that unreacted open parts of the HTPB rocket motor could remain after a FCO scenario. There were left also unreacted parts of the igniter in these tests but we do not have enough knowledge of the installation of the systems in the aircraft to state if this also could happen in a real situation.

If a rocket motor is exposed to a fire or to irradiative heat, one has to consider that the thermal decomposition inside the massive casing can still go on for several minutes up to hours and can still lead to a violent reaction. Therefore one should wait (depending on the situation) and allowing the cooling down of the components before to approach and manipulate them.

For the first responder teams, it is very important to be aware of the potential hazards from such active rescue systems, especially in case of direct or indirect fire. Nevertheless they have to keep in mind that the system can also accidentally be ignited by the movement of parts or the whole airplane after an air crash (i.e. release by pulling the activation wire).

Due to the natural aging of the energetic materials in the BRS, the shelf life time given from the producer has to be respected and the parts have to be changed at the given time intervals.

This investigation is based only on tests with 5 BRS systems in total whereas only one SCO test with BRS 440 was performed. To confirm the present conclusions and collect additional information i.e. SCO behavior of BRS 601 or the energy of ejected debris from FCO tests, a second test series including velocity measurement by aid of a high speed video system could be performed.

6 Release

Thun, 18.10.2011

Task leader



Jörg Mathieu
WTE
Explosives specialist

armasuisse
Science and Technology

Reporter



Alexandre Sarbach
WTE
Scientific project leader

armasuisse
Science and Technology

Approved



Patrick Folly
Head WTE

armasuisse
Science and Technology

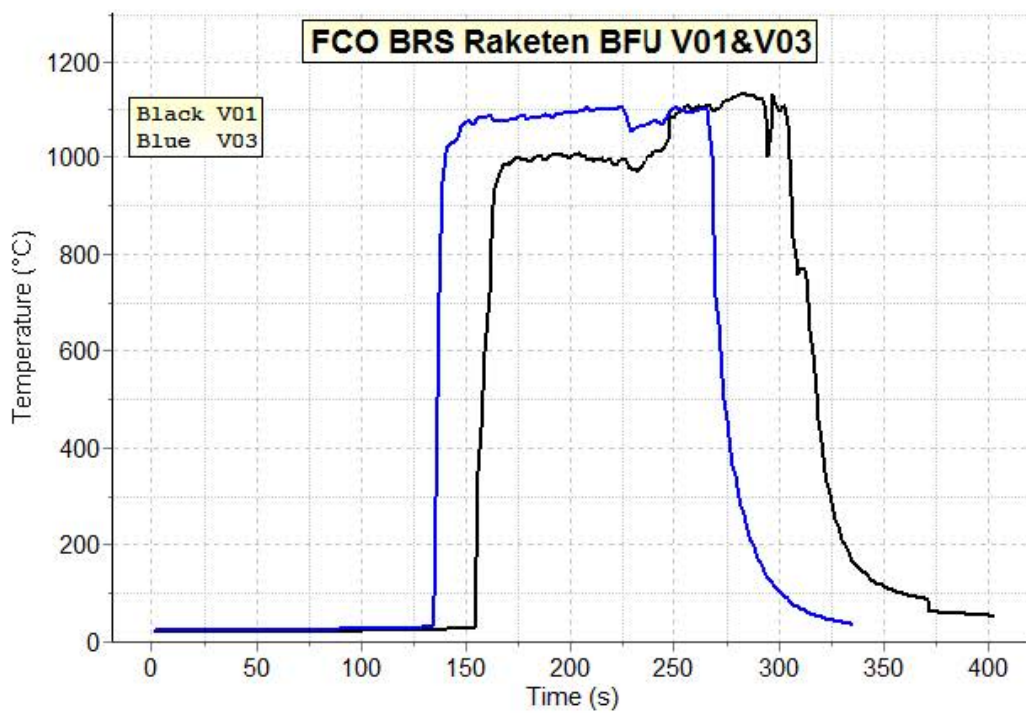
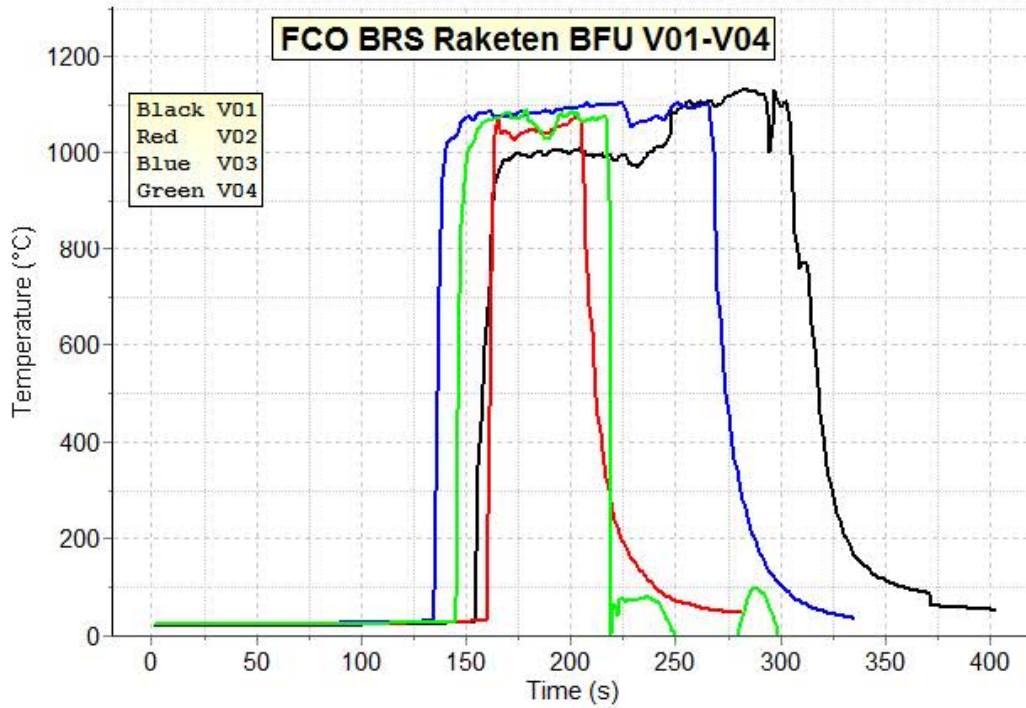
7 Annex

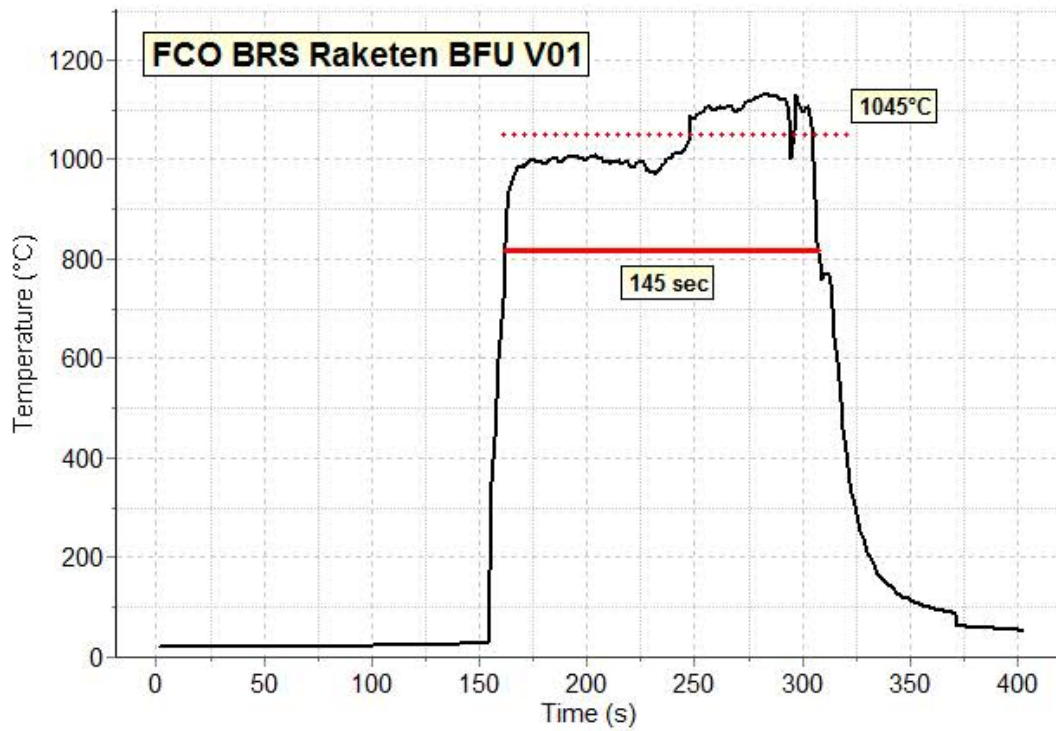
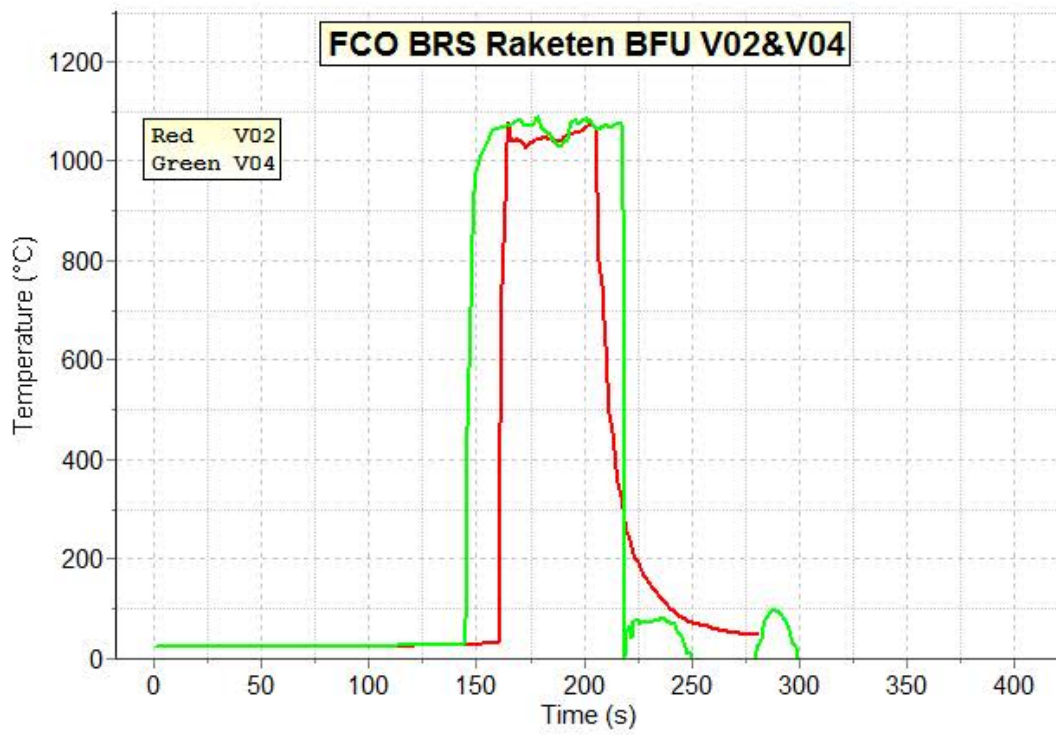
7.1 Type of reaction according MIL-STD 2105 B

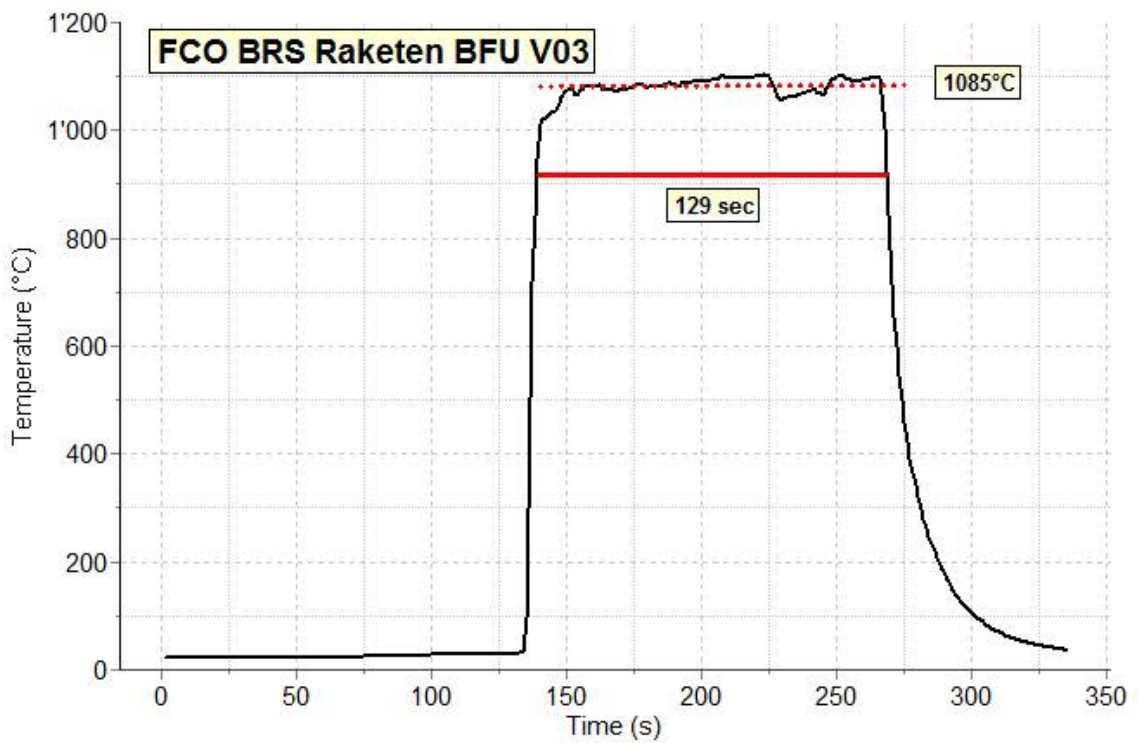
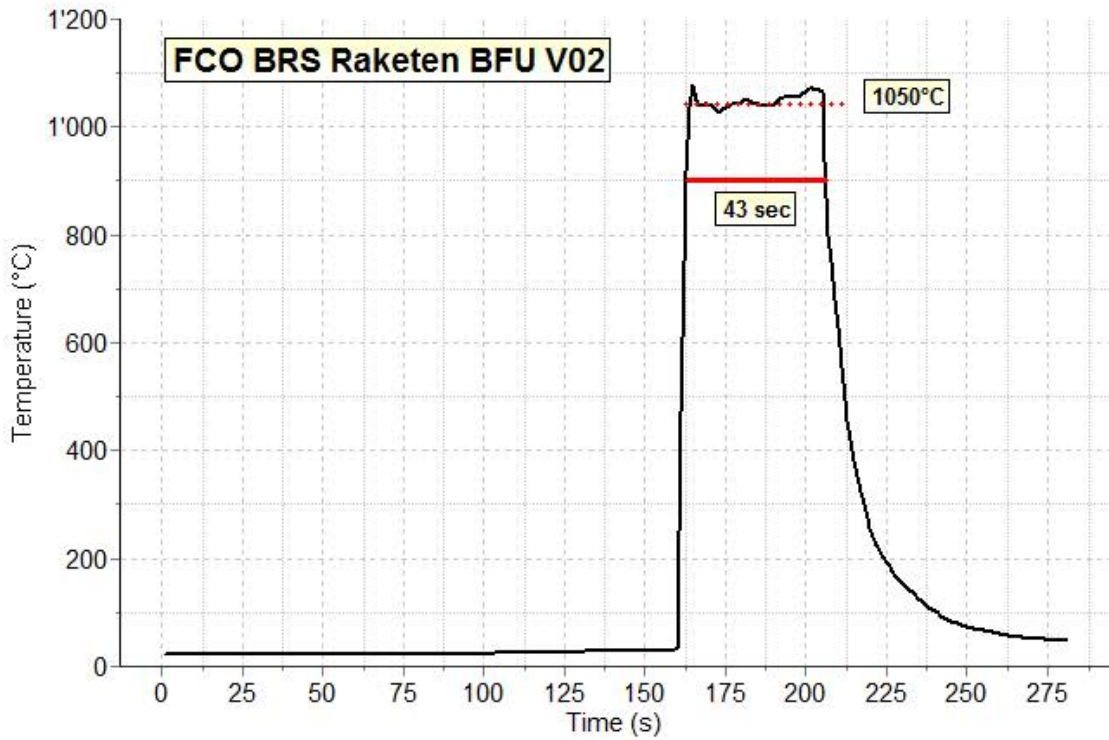


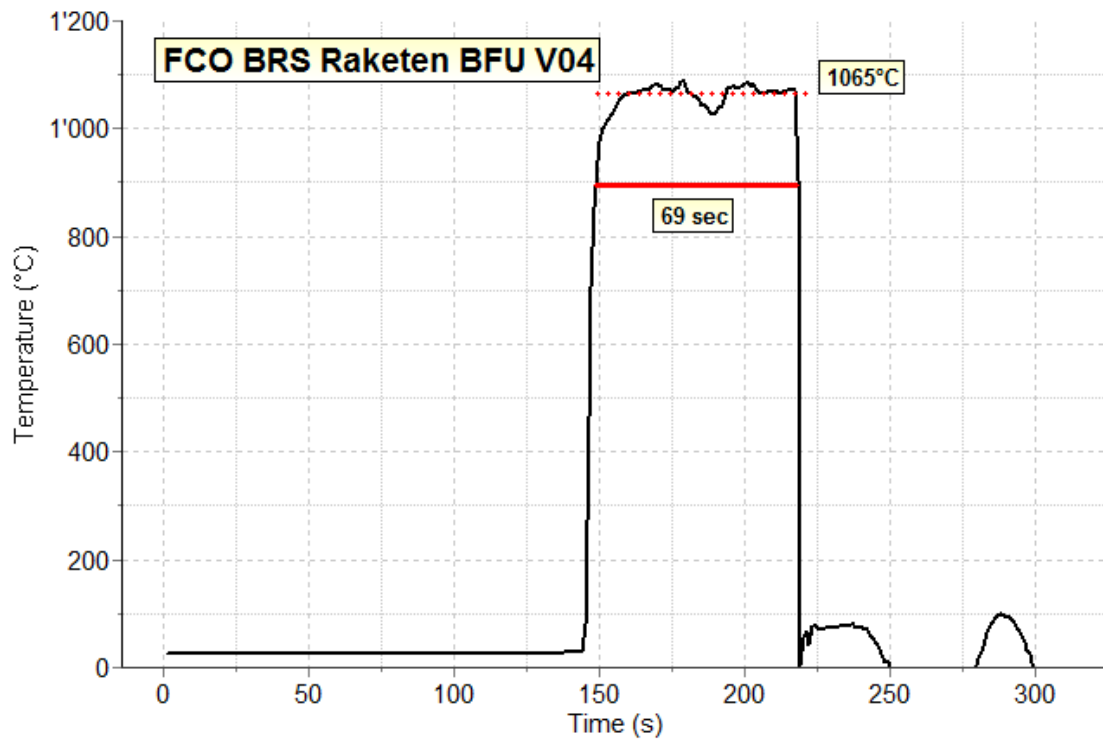
7.2 Measurement protocols

7.2.1 FCO

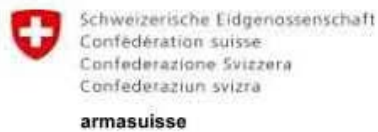








7.2.2 Impact, friction and electrostatic discharge



Empfindlichkeit gegenüber elektrost. Entladungen

Elektrische Energie	Bezeichnung des Stoffes					
	Raketenmotor , BRS 440 , BFU					
	Rocket motor	Primary Booster	Primer mixture			
5,6 J	0 0 0 0 0 0	/ / 0 / 0 /				
3,2 J		0 / 0 0 / 0				
1,8 J		/ 0 0 0 0 0				
1,0 J		0 0 0 0 0 0				
560 mJ			/ 0 /			
320 mJ						
180 mJ						
100 mJ			0 0 0 0 0 0			
56 mJ			0 0 0 0 0 0			
32 mJ						
18 mJ						
10 mJ						
5,6 mJ						
3,2 mJ						
1,8 mJ						
1,0 mJ						
560 µJ						
320 µJ						
180 µJ						
100 µJ						
56 µJ						
32 µJ						
18 µJ						
10 µJ						
5,0 µJ						
3,0 µJ						
2,0 µJ						
1,0 µJ						
Legende :	0 Keine Wirkung / Anbrenner = Deflagration + Detonation					
Keine Reaktion	5.6 J	1,0 J	100 mJ			
Erste Reaktion		1,8 J	560 mJ			
100% Reaktion						

Datum : 06.09.11

Unterschrift : HAB



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

amasuisse

Empfindlichkeit gegenüber Reibung

Methode nach Peters , BAM Reibapparat

Belastung [Kg] [N]	Bezeichnung des Stoffes					
	Raketenmotor , BRS 440 , BFU					
	Rocket motor					
36,0 360						
32,4 324						
28,8 288						
25,2 252						
24,0 240						
21,6 216						
19,2 192						
18,0 180						
16,0 160	0 0 0 / 0 /					
14,4 144	/ 0 0 0 0 /					
12,0 120	0 0 0 0 / 0					
9,6 96	0 / 0 0 0 0					
8,0 80	0 0 0 0 0 0					
6,0 60						
4,0 40						
2,0 20						
1,0 10						
0,5 5						
Legende :	O Keine Wirkung / Anbrenner = Deflagration + Detonation					
Keine Reaktion	8,0 Kg 80N					
Erste Reaktion	9,6 Kg 96N					
100% Reaktion						

Datum : 16.08.11

Unterschrift : HAB

Empfindlichkeit gegenüber Schlag

Methode nach Koenen und Ide, BAM Fallapparat

Fallgewicht	2 Kg					
Volumen	10mm ³					
Höhe [cm]	Energie [J]	Bezeichnung des Stoffes				
		Raketomotor , BRS 440 , BFU				
		Rocket motor				
100						
95						
90						
85						
80						
75						
70						
65						
60						
55						
50						
45						
40	8	0 / 0 / 0 /				
35	7	0 0 / 0 0 0				
30	6	0 0 0 0 0 /				
25	5	0 0 0 0 0 0				
20						
15						
10						
5						
Legende :	O Keine Wirkung / Anbrenner = Deflagration + Detonation					
Keine Reaktion	25cm 5 J					
Erste Reaktion	30cm 6 J					
100% Reaktion						

Datum : 16.08.11

Unterschrift : HAB



Aktennotiz

Datum: 1. Februar 2008
Für: ovj
Kopien an:

Safety and Certification BRS Systeme

In Deinem Auftrag habe ich im November an Cirrus, BRS und das NTSB die folgende Anfrage gesandt:

Dear Sir, Madam,

With reference to investigations carried out by our office on Cirrus aircraft and in view of other aircraft being equipped with Ballistic recovery systems in the future, we have the following questions and statements, which we like you to answer or give a statement:

- *During the certification process of the aircraft, was there carried out a evaluation of the possibility of an unintentional activation of the Ballistic recovery system during an accident, especially in the case of a "flip-over" ?*
- *What is the danger of a unintentional activation of the Ballistic recovery system during the first intervention of the rescue personnel when recovering injured persons ?*
- *We consider it not always possible to wait for manufacturer's personnel to be available at the accident site. What advise could and should be given to the various intervention services (police, fire and rescue personnel)*
- *In view of the hazard of the Ballistic recovery systems, we consider the markings size and format insufficient. There should be used or introduced a more standardized and recognized placard despite the designers resistance against such a requirement.*

We are very much interested in your return of information on our request.

*Christian Gerber
Investigator
Swiss Aircraft Accident Investigation Bureau*

Christian Gerber BFU

Ich habe dann die folgenden Antworten erhalten:

NTSB:

Keine Antwort

Christian Gerber
Bundeshaus Nord, 3003 Bern
Tel. +41 31 810 41 68, Fax +41 31 810 41 50



Cirrus:

I am in receipt of your inquiry about ballistically deployed parachutes on aircraft in general and on Cirrus Aircraft specifically, and thank you for it. I am very pleased to be able to address your concerns pertaining to our system and advise you that we have personnel here at Cirrus Design in our Air Safety Department that are specialists in this very issue. Furthermore, we have invested an appreciable amount of resources in making sure that investigators and "First Responders" clearly understand the particular issues or concerns about ballistically deployed safety devices on aircraft. We typically are invited to give a presentation to a group of appropriate individuals (investigators/responders) and send one of our senior staff personnel to educate the group on our system (and general information on non-Cirrus systems - but are similar in nature. i.e.. ultralights, light-sport aircraft, LSA, and the like). This typically includes demonstrations by use of actual components (inert) that can be easily and safely handled to learn more about the systems involved. As you no doubt are aware, we have thousands of these systems in the market to date, and we are pleased to assure you and your colleagues that we have never had any inadvertent in-flight deployments. Rest assured, we have complied with the stringent regulations of our Federal Aviation Administration (FAA) throughout the certification processes and we have a very robust system that has now been responsible for saving over 20 individuals in life-threatening situations, without any fatalities being reported as a result of the use of the system! Furthermore, this life saving technology, and the training we provide through our team here at Cirrus was recognized last year at the ISASI conference in Texas for our diligent and thorough effort to enhance safety and training of these systems to Air Safety related organizations around the world.

I would be most pleased to respond through our Air Safety Department professionals answers to your specific questions, though I might suggest that we try to arrange a symposium of some type to incorporate the appropriate safety personnel in Switzerland, or at least your region. We would be more than happy to have our staff present to give you a thorough briefing of this important system. Furthermore, this is of particular importance as other aircraft manufacturers are now announcing their intentions to use ballistic systems on their products as well, and our information will give you a wonderful perspective on how these systems function and what you and your colleagues need to know when becoming involved with any investigation(s) in the field involving aircraft with these components on board.

I might also add that we receive calls with some regularity regarding this question and we welcome the chance to continue to bring this important training information to fellow safety personnel often. If you cannot support a cost-sharing effort to bring our team there, we will be happy to do so at our expense. Our primary interest is in assuring that safety standards are appropriately in place when dealing with any aircraft incident, whether it is a Cirrus aircraft or another system. I truly believe you will find this training information to be of a very high quality and worth the investment of the time required to host our trainer. My internal team will be happy to give you a reference, if you so desire, from either the FAA or the NTSB that can attest to the value of this training effort. In this day and age, it is information that is essential for you and your team to understand and to assure the safety of the entire team you work with.

I trust this long email is of some value to you and encourage you to follow up with me, or my Air Safety Department at your convenience to get this effort scheduled at our collective first opportunity. Our trainer remains very busy with his schedule so I would encourage a conversation at your earliest convenience to build this effort into his schedule.

Please feel free to contact me at your convenience as well to answer any specific questions you may have. I am copying my Director and the Director of Air Safety Training so they too can watch for your return inquiry. In the mean time I remain,

Yours very truly, William T. King Vice President Business Administration



In der Folge meldete sich noch der Cirrus Vertreter aus Deutschland per Telephon. Allerdings sprach er nur über die Möglichkeiten, wie das BRS System bei Cirrus Flugzeugen nach einem Unfall deaktiviert werden könne.

Untenstehend seine Info

Hallo Herr Gerber,

vielleicht ergibt sich ja einmal ein persönlicher Kontakt.

Im Anhang sehen Sie 3 Fotos, wie Sie den Raketenauflösezug finden und „in Selbsthilfe“ mittels einer kleinen Drahtschere (ein Seitenschneider ist vielleicht nicht geeignet, da das Kabel kein massiver Draht sondern verdreht ist) entschärfen können.

Herzliche Grüße

Jan-Peter Fischer

CIRRUS Deutschland

Cirrus Deutschland GmbH & Co. KG (AG Potsdam HRA 3822 B)
Cirrus Deutschland Maintenance GmbH & Co. KG (AG Potsdam HRA 3736 P)
Komplementärin: Cirrus Deutschland Verwaltungs GmbH
Geschäftsführer: Jan-Peter Fischer
jpf@cirrusdeutschland.de

✉ Flugplatz C4, D-14959 Schönhagen

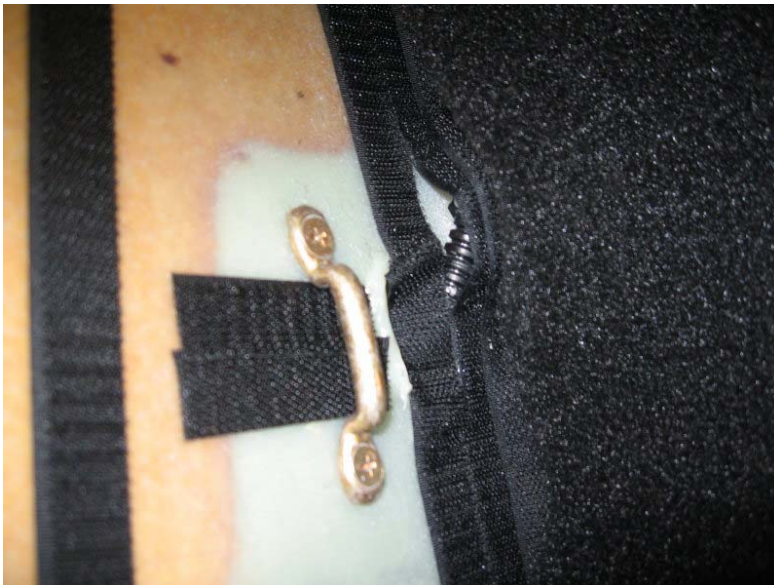
Phone +49 (0) 33731 7064-0
Fax +49 (0) 33731 7064-15
Mobile +49 (0) 172 730 7576



Beule in Gepäckraum,
Abdeckung entfernen



Kabelzug sichtbar



Kabelzug hier durchtrennen



BRS:

The VP of engineering for BRS is Frank Hoffmann. He is responsible for the engineering details of our system. I will send him a copy via email. Our BRS air safety person is Gregg Ellsworth. We know about the BRS systems.

Regarding the Certification of Cirrus and that evaluation that data is available directly from Cirrus (Mike Bush is the safety officer I suggest you contact, Cirrus has developed a first responder DVD that addresses your issue Mike is at 218-727-2737)

The size and marking of the BRS systems is something that can be addressed, thank you for your questions.

Stand 01. Feb 2008



National Transportation Safety Board

Washington, D.C. 20594

Safety Recommendation

Date: April 29, 2004

In reply refer to: A-04-36 through -41

Honorable Marion C. Blakey
Administrator
Federal Aviation Administration
Washington, D.C. 20591

Mr. James M. Shannon
President and Chief Executive Officer
National Fire Protection Association
1 Batterymarch Park
Quincy, Massachusetts 02269

Mr. Garry Briese
Executive Director
International Association of Fire Chiefs
4025 Fair Ridge Drive
Fairfax, Virginia 22033-2868

On June 16, 2001, about 1438 central daylight time, a Cirrus Design SR22, equipped with an undeployed ballistic parachute system,¹ was destroyed while landing on runway 20 at the Springfield-Branson Regional Airport (SGF), in Springfield, Missouri. The airplane touched down 1,000 to 1,500 feet beyond the approach end of the runway, bounced several times, and veered off the left side of the runway. The airplane then crossed a sod area, a taxiway, and another sod area before impacting a disabled aircraft used for airport rescue and firefighting (ARFF) training. The private pilot and the passenger in the rear seat received minor injuries; the passenger in the left front seat was seriously injured. Visual meteorological conditions prevailed at the time of the accident. The personal flight was operated under the provisions of 14 *Code of Federal Regulations* (CFR) Part 91.²

¹ The ballistic parachute device installed in the accident airplane was a Cirrus Airplane Parachute System (CAPS), components of which are manufactured by Ballistic Recovery Systems, Inc. (BRS). According to Cirrus, CAPS is "a safety system designed to lower the entire aircraft to the ground in extreme emergencies."

² The description for this accident, CHI01FA169, can be found on the National Transportation Safety Board's Web site at <<http://www.nts.gov>>.

ARFF personnel arrived at the scene about 2 minutes after the airplane crashed. A firefighter who responded to the scene was later interviewed by the National Transportation Safety Board and stated that emergency workers, at first, did not notice the warning labels on either side of the aft fuselage indicating that the airplane was equipped with a rocket for parachute deployment. However, during fire suppression activities, another worker who recognized the airplane make and model alerted other firefighters to the potential hazard. After the accident, the Assistant Director of Aviation for SGF wrote a letter to the Safety Board investigator-in-charge (IIC) of the accident investigation, expressing concern that existing warning labels on Cirrus airplanes do not provide emergency workers with sufficient notice that "a possible hazardous device [is] located on the aircraft."

CAPS has been installed on all SR20 and SR22 airplanes (Cirrus has delivered about 1,000 to date).³ In addition, since 1993, BRS (the manufacturer of CAPS components) has installed similar ballistic parachute systems in about 30 Cessna 150 and 172 airplanes under supplemental type certificates (STC).⁴ CAPS has been deployed in at least one emergency involving a Cirrus SR22, possibly saving the pilot's life;⁵ however, as was the case in the June 16, 2001, accident at SGF, the devices are not always deployed before an aircraft accident. Therefore, as a result of a proliferation of ballistic parachute devices in the general aviation fleet, emergency workers who respond to aircraft accidents are increasingly likely to encounter unfired ballistic parachute systems that could discharge during rescue and recover operations.

CAPS uses a solid-fuel rocket (stored in a compartment in the aft fuselage of Cirrus airplanes) to deploy a 55-pound parachute that allows the airplane to descend in a level attitude at about 26 feet per second. To activate the system, a pilot pulls an overhead handle in the cockpit (after removing a metal pin that secures the handle in a stowed position). The aluminum CAPS rocket, which weighs 1 pound 6 ounces, contains 1 pound of propellant, fires for 1.2 seconds, and accelerates to over 100 miles per hour in the first tenth of a second. It produces peak thrust of about 300 pounds. Under normal conditions, CAPS is well secured and is not prone to accidental firing. The rocket will only fire if the activation handle in the cockpit is pulled with sufficient force (about 35 pounds for Cirrus airplanes⁶). However, the system can be less predictable if an airplane has been in an accident. BRS addresses this safety issue in a publication for emergency workers (available on the company's Internet site), titled "Rocket-Deployed Parachutes on Civilian Aircraft May Pose Hazard to Emergency Personnel." The BRS publication advises that merely moving a damaged airplane could cause the rocket to fire and states the following:

³ CAPS is part of the type design approved in the initial type certification of Cirrus SR20 and SR22 airplanes, which were first delivered to customers in 1999. Under the Federal Aviation Administration's (FAA) equivalent level of safety certification policy, described in 14 CFR Section 21.21(b)(1), Cirrus was allowed to forgo spin recovery testing (described in Section 23.221) for its airplanes based on the demonstrated capabilities of CAPS.

⁴ BRS has also manufactured about 3,000 ballistic parachute systems installed in experimental and homebuilt airplanes and about 10,000 installed in ultralight aircraft since 1981. Cirrus and Cessna airplanes are the only FAA-certificated aircraft with ballistic parachute systems installed.

⁵ The description for this accident, FTW03LA005, can be found on the Safety Board's Web site at <<http://www.ntsb.gov>>.

⁶ BRS does not have data regarding the pull force required to activate the system in other airplane models.

Should the sections of an airplane be broken apart, the activating housing [a shaft that houses the cable that links the firing handle to the parachute] may become stretched tight. If the parts separate enough, the unit could be detonated even with the blast handle still secured by its safety pin.

Using rescue tools to extricate airplane occupants could also cause the rocket to fire. The activation cable (between the handle in the cockpit and a firing mechanism that ignites the rocket) need only be pulled forward 1/2 inch, with a force of about 35 pounds to activate the rocket. By comparison, hydraulic rescue tools are capable of applying as much as 18,000 pounds of force per square inch to cut or spread aircraft structures. In addition, crimping or snagging the activation cable could move it far enough forward to activate the rocket.

The BRS publication also includes detailed instructions for disabling BRS ballistic parachute units. These instructions direct emergency workers to identify and locate the activation handle, the rocket motor, and the metal housing protecting the cable that stretches from the handle to the rocket activation tube, noting that these components may have shifted during the accident sequence and may not be in their original locations. The instructions then direct emergency workers to cut the activation cable where it attaches to the launch tube, while avoiding the departure end of the rocket, to prevent the rocket's firing mechanism from being activated.

Emergency workers who move or cut airplane wreckage without determining the existence of a ballistic parachute system or who disregard the positioning of the rocket motor as they work with the wreckage risk death or serious injury. The Safety Board considers it critical to these workers' safety that they be able to quickly identify aircraft with these systems installed and take action to ensure that the systems are not accidentally deployed. Training that specifically addresses the hazards of ballistic parachute systems, as well as effective warning labels and markings, would greatly aid emergency workers in the safe completion of their activities.

Emergency Worker Training for the Identification and Disabling of Ballistic Parachute Systems

Current Federal Aviation Administration (FAA) regulations⁷ and guidance⁸ for ARFF training do not require or recommend training on the hazards associated with ballistic parachute systems. Safety Board informal communications with firefighters at three Part 139-certificated airports suggest that there is little awareness among some ARFF units regarding the hazards of ballistic parachute devices. Anecdotal evidence from Board investigators who have responded to accidents involving ballistic parachute-equipped airplanes supports the stated lack of awareness.

⁷ Title 14 CFR 139.319(j)(2) requires that ARFF personnel at land airports serving certain air carriers be trained in many general areas, including aircraft familiarization, rescue and firefighting personnel safety, emergency aircraft evacuation assistance, and adapting and using structural rescue and firefighting equipment for aircraft rescue and firefighting.

⁸ Advisory Circular 150/5210-17, "Programs for Training of Aircraft Rescue and Firefighting Personnel," contains additional information on recommended training subtopics, such as identifying the hazards associated with aircraft and aircraft systems.

The Safety Board's investigation also revealed a lack of any national training guidelines for non-airport emergency personnel on this subject. Although the National Fire Protection Association (NFPA) publishes nationally recognized training standards for non-airport firefighting organizations (in addition to voluntary training standards⁹ for ARFF personnel that complement FAA regulations and guidelines), these standards do not address the hazards associated with ballistic parachute systems either. As discussed earlier, the BRS publication about this safety issue is available on the Internet, but there has been no national effort to distribute this information to firefighters or other emergency responders.

To maintain their safety and the safety of any aircraft accident survivors, emergency personnel need to be trained to quickly identify aircraft containing ballistic parachute systems, determine whether the system needs to be disabled, and proceed accordingly. Therefore, the Safety Board believes that the FAA should revise training guidelines for Part 139-certificated airports to ensure that ARFF crews receive training in the recognition and disabling of aircraft ballistic parachute systems during emergency operations. The Safety Board also believes that the FAA should distribute a safety bulletin to all Part 139-certificated airports to raise awareness among ARFF crews regarding the hazards associated with ballistic parachute devices during general aviation rescue and firefighting operations.

Because many first responders to aircraft accidents are non-airport firefighters and to ensure that this population is informed of this safety issue, the Safety Board believes that the NFPA and the International Association of Fire Chiefs should, in cooperation with BRS and Cirrus Design, develop and distribute a safety bulletin to your membership to raise awareness among non-airport fire/rescue organizations regarding the hazards associated with ballistic parachute devices during general aviation rescue and firefighting operations. The Board also believes that the NFPA should update existing firefighter training standards for non-airport firefighting organizations to include information on the recognition and disabling of ballistic parachute systems.

Design for Disabling Ballistic Parachute Systems

In its instructions for disabling ballistic parachute systems, BRS "strongly recommends" using a Felco brand C.16 circular cutting tool (part number 39601-63-00) to cut the activation cable in its protective housing. The company's instructions stress that using the appropriate tool is important because any twisting during the cutting process (such as might occur with standard bolt cutters) could pinch the cable, possibly pulling it far enough to cause the rocket to fire. The instructions state that the ballistic parachute system is relatively safe after the activation cable has been cut, and emergency workers can more safely remove accident victims from the wreckage. After victims have been removed, BRS recommends taking the additional safety step of removing the rocket's fuel and firing the rocket igniters to render the rocket completely incapable of firing.

⁹ Relevant NFPA guidelines include the following: (1) *Recommended Practice for the Recurring Proficiency Training of Aircraft Rescue and Fire Fighting Services*. (1999). Standard 405. Quincy, Massachusetts: National Fire Protection Association. (2) *Guide for Aircraft Rescue and Fire Fighting Operations*. (2002). Standard 402. Quincy, Massachusetts: National Fire Protection Association. (3) *Standard for Aircraft Rescue and Fire Fighting Services at Airports*. (1998). Standard 403. Quincy, Massachusetts: National Fire Protection Association.

The Safety Board notes two shortcomings of BRS' disabling instructions. First, the instructions appear to have been designed with ultralight aircraft in mind. Although ballistic parachute systems are clearly visible on most ultralight aircraft, they are highly concealed on general aviation airplanes, especially the Cirrus models. There are no external markings on Cirrus airplanes revealing the location of CAPS components or identifying the rocket's exit path. The activation cable, which must be cut to disable the system, is concealed under materials inside the aft baggage compartment, with no exterior markings identifying its location. Second, the Felco tool recommended for cutting the activation cable inside its housing is not standard firefighting equipment. Airport firefighters contacted by Safety Board staff at three airports were unfamiliar with the Felco C.16, and one fire official at a major airport stated that firefighters typically carry more common types of bolt and cable cutters.¹⁰ Because of the difficulty in locating the necessary components and the need for a special cutting tool, it is likely that firefighters or emergency workers would have difficulty disabling the ballistic parachute systems that are currently being factory-installed in general aviation airplanes. Therefore, the Safety Board believes that the FAA should develop standards for the design and installation of ballistic parachute systems in future general aviation aircraft to enable emergency responders to quickly and safely disable the system using only common firefighting tools and examine the feasibility of retrofitting aircraft that currently have ballistic parachute systems installed with a system that complies with the new design and installation standards.

Deficiencies of Current Exterior Warning Labels

The type certificate for Cirrus SR20 and SR22 airplanes and the STC for after-market installation of BRS units in Cessna airplanes require that warning labels for the units be affixed to the exterior of these airplanes (labels should be affixed to the aft fuselage on Cirrus airplanes and to the rear window on Cessna 172s¹¹, for example). However, there are no general FAA requirements or standards pertaining to the design of such labels. Cirrus designed the labels used on its aircraft and BRS designed the labels that are provided with aftermarket ballistic parachute installation kits. As shown in figures 1 and 2, the warning labels designed by Cirrus and those designed by BRS are very dissimilar.

The Safety Board identified several shortcomings with both companies' warning labels. According to the American National Standards Institute's (ANSI) 2002 *American National Standard for Product Safety Signs and Labels* (ANSI Z535.4),¹² warning labels should be subdivided into three panels. The first panel should contain an appropriate signal word,

¹⁰ Personal communication with Lieutenant/FAA Training Specialist, Chicago Fire Department, O'Hare International Airport, August 23, 2002.

¹¹ The Cessna 172 STC also requires that a label be affixed to the parachute canister, located inside the baggage compartment.

¹² This standard, first published by the National Electrical Manufacturers Association in 1992, provides guidelines for the design of safety signs and labels for application to products and is completely voluntary. For standards to be ANSI-approved, the standards developer must meet ANSI requirements for due process, consensus, and other criteria. A laboratory study conducted by Michael S. Wogalter, Ph.D., at North Carolina State University in 2002 found that warning labels consistent with the ANSI standard were better noticed, more often read, and produced greater understanding and compliance [Wogalter, M.S. (2002). *Guidelines for Warning Design: Do they matter?* Paper presented at the 46th Annual Meeting of the Human Factors and Ergonomics Society, Baltimore, Maryland.]

accompanied by a safety alert symbol,¹³ that advises readers of the hazard and is written in black letters against an orange background. The second panel should contain a message that informs readers of the consequences of not taking precautions to avoid the hazard and provides instructions for avoiding the hazard.¹⁴ ANSI Z535.4 also states that the message panel should be legible from a minimum safe viewing distance. Finally, the third panel should contain a safety pictorial that rapidly conveys information about the nature and consequences of the hazard to people who do not or cannot read the message panel.



Figure 1. CAPS warning label for Cirrus SR20 and SR22 airplanes

¹³ According to the ANSI standard, the signal word “warning” is used to indicate a hazard which, if not avoided, could result in death or serious injury. The ANSI standard safety alert symbol is an exclamation point surrounded by an equilateral triangle.

¹⁴ According to a 1996 study on the effectiveness of signs and labels, failing to provide information about hazard consequences reduces the likelihood of compliance with recommended safety precautions. [Wogalter, M.S., and Laughery, K.R. (1996). WARNING! Sign and label effectiveness. *Current Directions in Psychological Science*, 5, 33-36.]

Label Affixed to Aircraft Rear Window



Label Affixed to Parachute Canister

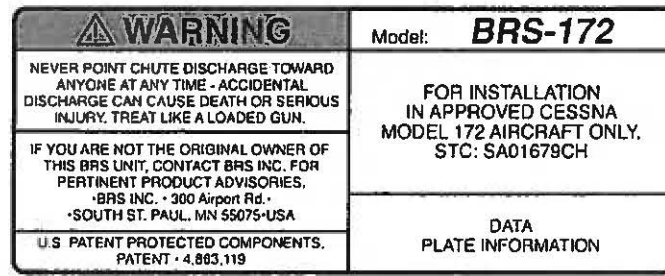


Figure 2. BRS Warning Labels for the Cessna 172

As shown in figure 1, the Cirrus warning label does not use the panel format. Although it contains an appropriate signal word (in this case, “warning”), it does not contain a safety alert symbol, nor does it use the recommended orange background. The label also lacks a message panel that provides information regarding steps that emergency workers can take to avoid the hazard and that explains the potential consequences of failing to avoid the hazard (in this case, that a person struck by the rocket or flying debris or exposed to the blast during an accidental firing could be killed or seriously injured). Although the Cirrus label instructs those outside the airplane to “stay clear when [the] airplane is occupied,” there are no markings showing the exit point of the CAPS rocket, or otherwise indicating unsafe areas outside the airplane. Moreover, the instruction to stay clear is not useful information for emergency workers who may need to rescue trapped occupants. It does not explain that moving or cutting the wreckage after an accident could cause the rocket to fire and does not point emergency workers to the appropriate location to cut the activation cable if they need to disable the ballistic parachute system. In addition, the text size on the current Cirrus label does not allow personnel to identify the hazard from a safe viewing distance. The largest letters (in the word “warning”) are 1/4 inch high, which requires the reader to get quite close to the rocket exit point to read the label. Furthermore, the label lacks a safety pictorial that warns those who do not or cannot read the written message. Finally, Cirrus does not currently affix any warning label to the rocket canister, which would increase the difficulty of identifying this component if it were to become displaced from its normal position during a crash.

The BRS-designed labels are superior to the Cirrus warning label in some respects. For example, both labels feature an ANSI-style safety alert symbol and the signal word “warning” in black letters against an orange background, as recommended by ANSI Z535.4.¹⁵ In addition, on the canister label, the signal word and safety alert symbol are presented in their own panel, as

¹⁵ BRS referred to a 1991 version of ANSI Z535.4 when designing its warning labels.

recommended by ANSI Z535.4. The canister label also describes the potential consequences of failing to avoid the hazard and provides specific information on how to avoid the hazard. Although the BRS warning labels are an improvement over the Cirrus label, they also have shortcomings. Like the Cirrus warning label, the message panel on the BRS label intended for use on the aircraft exterior contains small lettering that would be difficult to read from a distance. Also like the Cirrus label, the BRS exterior label provides the reader with an instruction to “remain clear,” a safety precaution that may not be specific enough to be useful to emergency workers. Information for avoiding the hazard, which is included on the canister label, would not be seen easily from outside the aircraft. Like the Cirrus label, the BRS labels do not provide a safety pictorial illustrating the nature of the hazard and hazard consequences.

The Safety Board is concerned that current warning labels and exterior markings on general aviation airplanes containing ballistic parachute systems are poorly designed. The Board notes that BRS and Cirrus pioneered the development of ballistic parachute systems for general aviation airplanes and, therefore, possess considerable expertise regarding the hazards of these systems. Furthermore, the Board notes that the FAA’s ARFF working group has considerable expertise regarding the training and working practices of airport rescue personnel, as does the NFPA with regard to non-airport rescue personnel. Therefore, the Safety Board believes that the FAA should work with BRS, Cirrus Design, the NFPA, and the ARFF working group to establish design requirements for warning labels and exterior markings for airplanes equipped with ballistic parachute systems that meet the ANSI guidelines for conspicuity, coloration, visibility, and content.

Therefore, the National Transportation Safety Board makes the following recommendations:

—To the Federal Aviation Administration:

Revise training guidelines for 14 *Code of Federal Regulations* Part 139-certificated airports to ensure that airport rescue and firefighting crews receive training in the recognition and disabling of aircraft ballistic parachute systems during emergency operations. (A-04-36)

Distribute a safety bulletin to all 14 *Code of Federal Regulations* Part 139-certificated airports to raise awareness among airport rescue and firefighting crews regarding the hazards associated with ballistic parachute devices during general aviation rescue and firefighting operations. (A-04-37)

Develop standards for the design and installation of ballistic parachute systems in future general aviation aircraft to enable emergency responders to quickly and safely disable the system using only common firefighting tools and examine the feasibility of retrofitting aircraft that currently have ballistic parachute systems installed with a system that complies with the new design and installation standards. (A-04-38)

Work with Ballistic Recovery Systems, Inc., Cirrus Design, the National Fire Protection Association, and the airport rescue firefighting working group to establish design requirements for warning labels and exterior markings for airplanes equipped with ballistic parachute systems that meet the American National Standards Institute's guidelines (ANSI Z535.4) for conspicuity, coloration, visibility, and content. (A-04-39)

—To the National Fire Protection Association and the International Association of Fire Chiefs:

In cooperation with Ballistic Recovery Systems, Inc., and Cirrus Design, develop and distribute a safety bulletin to your membership to raise awareness among non-airport fire/rescue organizations crews regarding the hazards associated with ballistic parachute devices during general aviation rescue and firefighting operations. (A-04-40)

—To the National Fire Protection Association:

Update existing firefighter training standards for non-airport firefighting organizations to include information on the recognition and disabling of ballistic parachute systems. (A-04-41)

Please refer to Safety Recommendations A-04-36 through -41 in your reply. If you need additional information, you may call (202) 314-6177.

Chairman ENGLEMAN CONNERS, Vice Chairman ROSENKER, and Members GOGLIA, CARMODY, and HEALING concurred in these recommendations.

Original Signed

By: Ellen Engleman Connors
Chairman



BRS Ballistic Parachutes: *Information for Emergency Personnel*

Airplane crashes are rather rare events, thankfully. This helps illustrate that aircraft, whether commercial airliners, general aviation aircraft or recreational sport planes, are quite safe when flown by competent pilots.

However, the rare nature of these crashes also means that those who arrive first at the scene of an accident (rescue workers, investigating officers, fire fighters, and other safety personnel) may be overwhelmed or not recognize the parts of the aircraft particularly well.

One potential hazard rescue workers may encounter is an unfired, rocket-deployed emergency parachute system (sometimes called a **ballistic parachute**). While these devices are intended to save lives, they have the potential to cause injuries or even death to rescue workers.

An emergency call takes you to the scene of an aircraft accident. Victims inside may be injured. You want to act quickly but people at the scene warn you about a rocket-deployed parachute installed on this airplane. The pilot did not activate the safety device and now you may find yourself working on or near the airplane with its ballistic device still ready to fire. You want to help the victims, but you don't want to harm yourself or others around you. Perhaps the occupants escaped without serious injury and may be out of the plane, but the wreckage must be dealt with and a damaged aircraft with a ballistically-deployed parachute can be lethal. What do you do?

In the hope of preventing a secondary tragedy, this document attempts to address the safety questions facing emergency personnel.

SUMMARY... But Please Read the Entire Article

The following summary provides the minimum steps to disarm a BRS rocket motor:

1. **Locate** the BRS parachute system by finding the parachute pack (see photo of container types). NOTE: Keep in mind that a badly broken apart airplane *may* have already put the activating housing into a stretched state that could be close to firing.
2. **Identify** the rocket motor launch tube (photos inside). Note where the activating housing attaches to the base of the launch tube.
3. **Cut** the activating housing at the base of the launch tube using a Felco-brand cutter (identified within) or equivalent.
4. **Remove** the still-live rocket motor to a secure place and contact BRS for further directions about permanently disabling it.

What Does "Ballistic" Mean?

The term ballistic in this context has nothing to do with guns or ammunition. Instead it refers to a means of extracting a parachute. For Ballistic Recovery Systems (BRS) today, this means a **rocket-deployed** emergency parachute system.



Used as intended, these BRS-brand emergency parachute systems have saved over 175 lives. More correctly stated - they save lives if used. However, the pilot must elect to deploy the system, completely different than, say, an airbag which deploys automatically when certain conditions develop. Because the pilot (or his passenger) must pull the activating handle, sometimes the units are not used.

The pilot may have felt he could rescue the plane from its predicament. Or he may have been unable to deploy for physical or other reasons, such as being at very low altitude. Regardless of why a ballistic parachute was not used, the fact remains for safety personnel that when handling an accident where a BRS unit was not deployed, a potentially dangerous device now confronts them.

How Dangerous Are They?



The rocket motors are ignited by pulling an activation handle in the cockpit. They then accelerate to over 100 mph in the first tenth of a second after ignition. While the total firing period is only one second, someone in the path of an escaping rocket could be seriously injured or killed. These are powerful rockets (about 1½-2 inches diameter and 8-10 inches long) that work very efficiently. At left is a test of a Cirrus system showing the 55 pound parachute pack being pulled by the rocket motor. This is a fraction of a second after ignition.

The danger to safety personnel may now be more obvious. A rescue worker who disregards the position of the ballistic parachute system, or who moves the aircraft without determining the existence of a ballistic parachute system may put him or herself in considerable jeopardy. BRS has worked with NTSB and FAA personnel, as well as rescue personnel throughout the country and around the world. We have assembled this information for safety personnel to disarm these systems, but caution is required.

COMPONENT DESCRIPTION/INSTALLATION DIAGRAMS

A BRS unit is comprised of four major elements: Activation Handle, Activation Cable or *Housing*, Rocket Motor Assembly and Parachute Container.

The first thing emergency people may see is a red firing handle. This will be located near the seats, as it obviously must be close to the pilot. The red firing handle will connect to the activation housing, the flexible cable that links the firing handle to the igniter.

In the picture below, see that each handle is secured with a safety pin. This is to remain with the handle until the aircraft departs for flight, at which time the pilot should then remove the pin. **A first step for emergency personnel is to place some type of 3/16 inch pin or rod into the handle holder.** This provides some measure of security as you proceed to further disarm the system.



PARACHUTE CONTAINERS

The parachute may be housed in a fabric covering called a *softpack*, in a fiberglass box called a *VLS* (vertical launch system), or a white aluminum *canister*. Each of the various container types may be mounted in a variety of locations, according to aircraft design.



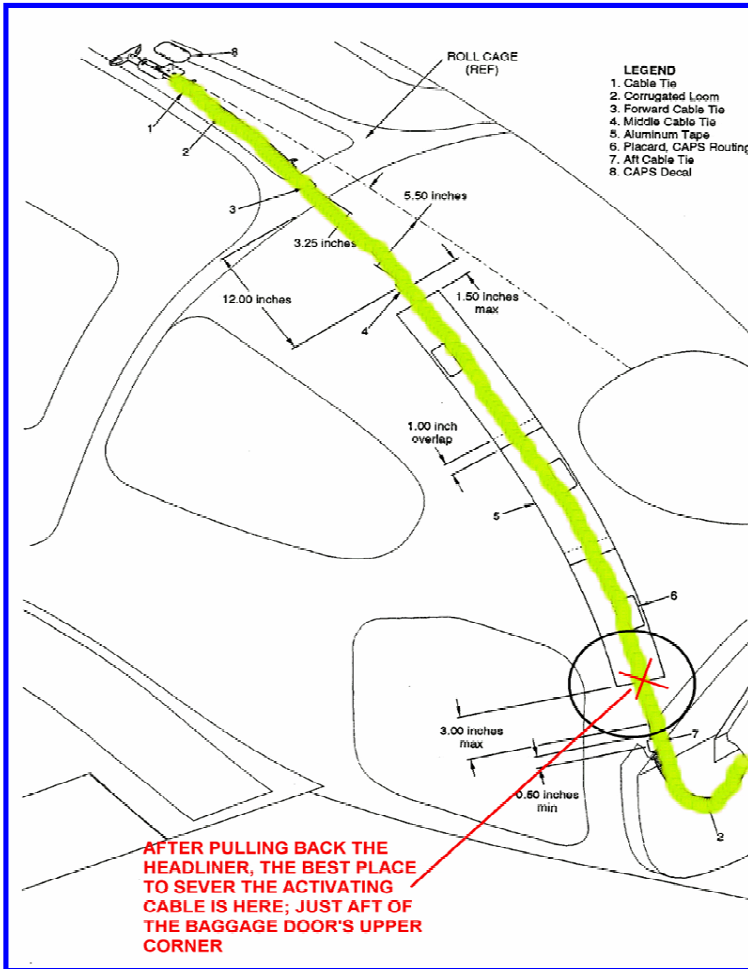
At right is the BRS **Canister** system, very commonly used in a wide variety of ultralight, experimental and sport aircraft. They come in sizes for aircraft ranging from 500 to 1200 pounds GTW. Below are the softpack and VLS systems.



CIRRUS



The photo at left shows the **Cirrus** parachute installed into its storage area, located just behind the baggage compartment. It is normally covered by a sheet metal panel and carpet, which is secured with Velcro. The rocket motor is mostly hidden behind the aluminum beam; the igniter is visible in the upper right center as a black cylinder. The Cirrus parachute is contained within a heavy nylon bag, so it is a *softpack* by definition.



CIRRUS

This illustration shows the routing of the activation cable in a Cirrus SR20 or SR22 aircraft, which is covered entirely by headliner panels. The best place to expose the cable is just aft of the baggage door, near the upper right corner.

Cessna 172



Top View



Interior View



Activating Cable

The above three photos show the location of the parachute canister and rocket in the **Cessna 172**. The aluminum parachute canister (large box) is in the left rear of the



baggage area, as viewed from the front seats. The rocket is on the left of the parachute canister; the activation cable runs down to the floorboard, under a cover, then forward to the activation handle, located near the fuel selector.

At left, the **C172** rocket and igniter with the plastic cover having been removed. The rocket motor is secured to the igniter base by three 10-32 nylon screws which fracture at firing.



Here is another perspective of the **C172** rocket assembly with cover removed. It is just a few inches below the rear window, which it will readily break through when fired. Inside the launch tube resides the rocket motor, it's the red cylinder.



This is a close up of the **BRS 900** rocket motor, common to both Cessna and Cirrus installations. It produces roughly 225 pounds of thrust over a 1.2 second burn time and must be respected. It burns solid propellant derived from military formulations and is very resistant to accidental initiation.

Cessna 182



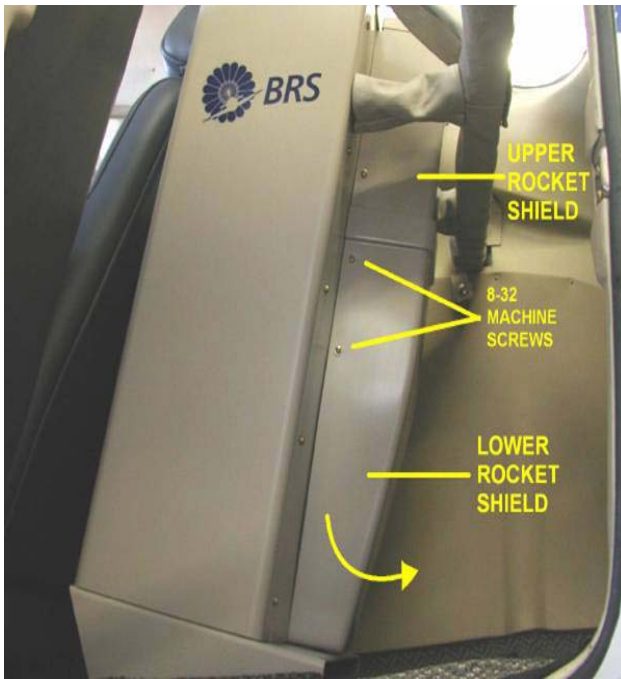
Top View, thru window



Top View, inside

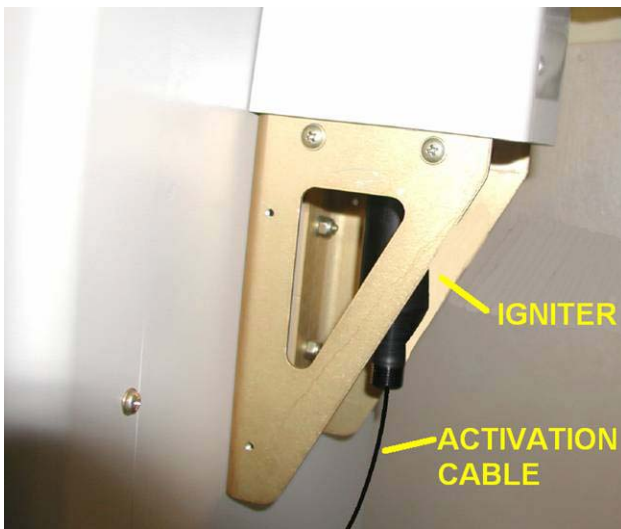


Handle Box



Many of the design elements of the newer, C182 ballistic parachute system are similar to its predecessor, the C172. The canister is rotated 90 degrees and the rocket is located *aft* of the canister, however, the activation cable is still relatively accessible prior to being covered on the floorboard. The best way to reach the cable would be through the left side baggage door, if possible. As shown here, the rocket motor and igniter are covered by the upper and lower rocket shields, which are intended to protect the components from bumping. To gain access to the cable, perform the following steps:

1. Using a Phillips screwdriver, remove the two 8-32 screws securing the left side of the lower rocket shield
2. Place force on the shield in an effort to move it *away* from the parachute canister. Even though there are two more screws on the right side, it should fracture and may then be pushed out of the way.
3. You will then see the igniter and the activation cable, as at left.
4. Using the Felco cutter, or equivalent, proceed to cut the cable 1" - 2" from the end.
5. The rocket has now been rendered safe, and it may be removed for disposal or safe storage.



Note: This photo shows the routing of the activation cable between the front seats in either C172 or C182 installs. It is partially protected by aluminum channel, as you see in the right of the photo. Aluminum tape is also used to secure the cable to the floor. For any reason, should you be unable to access the cable near the igniter, this is a secondary point of access.

HISTORICAL NOTES:

ROCKET OR DROGUE GUN?

In 1987, a determination was made that a solid propellant **rocket motor** was the best choice to extract the parachute. It is, therefore, increasingly unlikely that emergency personnel will encounter the older systems which employed a device called a *drogue gun*, which relies on *kinetic energy* to extract the parachute. The drogue gun is basically a small cannon which fires a heavy weight using a propellant charge. Both systems, however, will be located very near the parachute; and both are disarmed using these techniques.

CHANGES TO THE ACTIVATION HOUSING (CABLE)

The activation housing on BRS units has changed over the years. The material formerly was a flexible, spiral-wound, bright silver stainless tube of about a half inch diameter. Later this became a braided stainless material similar in appearance and size. The newest models use a black plastic exterior that resembles a bicycle brake cable.

AT THE SCENE

Rescue personnel should first determine the **existence** of a BRS-brand unit. You can scan for a company logo, often placed on the outside of the aircraft. Or you can look for the unit itself. The container, which holds the parachute canopy, will always have a company logo on it, and it's the largest component. If possible, **locate** the parachute container, rocket, activation cable (housing) assembly and activation handle.

The activation housing, again, joins the firing handle on one end to the rocket motor on the other. **Pulling either end away from one another can fire the unit.** Normally the handle and the parachute unit will be mounted securely, but as stated above, in an accident, orientation may change. Rescue workers, police officers, and fire fighters should initially exercise extreme care when working around these systems, especially if the airplane is severely broken up or the activation cable appears to be tightly stretched.

Examine the parachute container. Alongside the parachute container should be a 2-3 inch diameter black, silver or white tube about 10 inches in length. This is called the **launch tube** and it contains the rocket motor. In Cessna installations, the rocket is further covered by a rectangular plastic or fiberglass cover, as discussed previously.



A rocket motor assembly consists of two principle parts: The launch body, which will leave the launch tube when fired; and the igniter, which remains in the launch tube after ignition. The launch tube on newer units is covered with a plastic cap while on certain older models it remained open.



Cirrus/Cessna Rocket

Sport Launch Tube

Sport Launch Body

HAS THE ROCKET FIRED?

If the airframe has experienced significant breakup, there is a very good chance that the rocket motor has been initiated. Telltale signs of this would be the parachute canopy extracted from its container, the rocket motor no longer in the launch tube, a burned appearance on the lanyards joining the rocket motor to the parachute or being unable to locate the rocket motor at all. A rocket motor that has separated from the igniter poses no significant hazard, unless it is exposed to fire. Experience has shown that a rocket motor subjected to high temperatures (fire) will not ignite in a normal manner and launch. Rather, they have been observed to burst in a relatively non-threatening display.

After a determination is made that the rocket is live, under no circumstances should rescue personnel place any part of their person in front of the launch tube. Clear a 90 degree area in front of the rocket motor, extending 100 feet out, if possible.

THE IGNITER ASSEMBLY

THE ROCKET MOTOR IGNITER IS NOT AN ARMED, HAIR-TRIGGER DEVICE. It requires a deliberate pull of about 30-40 pounds to cock and fire the system. Both cocking and firing are accomplished by one pull of the handle. Because of the design, the handle will come free of the handle holder and travel roughly **two inches** unimpeded. Then, spring compression begins. At that point, the system needs only about **7/16 inch of additional movement to ignite.**

Under certain circumstances, crash forces may physically separate the rocket from the igniter. This separation alone greatly reduces risks. The igniter contains two shotgun primers and a small amount of black powder/magnesium mix. The output is a loud report and a flash of flame. This could cause minor injury, but it is not particularly dangerous. Should one encounter this scenario, cutting the activating cable is still desirable.

SEVERING THE ACTIVATION CABLE

BRS **STRONGLY RECOMMENDS** using a Felco-brand cutter, which is sold in several models from the compact C7 to the larger C16. They can be obtained from various sources, including Sanlo Manufacturing Co: <http://www.sanlo.com/product/tools.htm>.

Greenlee Company, Div. of Textron, manufactures similar products made specifically for cutting cables, which can be viewed on line at: <http://www.greenlee.textron.com>. Greenlee offers several catalog numbers that would work well, including 704,706,718 or 727(compact).



This photo shows the larger **Felco C16** cutter being used to sever one of the older style, stainless steel cable assemblies.

NOTE: DO NOT ATTEMPT TO CUT THE ACTIVATION HOUSING WITH AN ORDINARLY BOLT CUTTER OR SIDE CUTTER! They are **NOT** effective at cutting the cable housing. The Felco or Greenlee brand cutters gather the cable and work with surprising ease. They make a worthy

addition to any rescue organization's standard tool box; being useful for cutting fences, steel cables, and other obstacles which may prevent workers from reaching the scene of an accident or freeing occupants.

Using the diagrams and information presented here, **locate** a point in the activation cable located near the igniter, then cut it using the Felco or Greenlee cutter. Care must be taken, however, not to twist the housing while cutting it. Once the housing is severed, the system is rendered relatively harmless and rescue workers should face no further danger handling the accident victims or aircraft wreckage.

ATTACHMENT TO THE AIRFRAME

Worth mentioning are the mounting hardware components and attachment bridles which connect parachute to aircraft. Made from nylon or Kevlar, the bridles connect the parachute canopy to designated points on the fuselage. Conceivably, it may be necessary to cut or remove the bridles to gain access to components or injured parties. A sharp knife, or your Felco cutter, may be used to sever them if required.

DISPOSTION OF ROCKET MOTOR

Later, after immediate concerns have been addressed, emergency workers are advised to remove the rocket motor and to completely disarm it by removing the rocket fuel, and firing the igniter. Alone, separated from the igniter, the rocket poses very little danger, but it should be stored in a secure location. BRS will provide assistance for this effort, which can be obtained by calling 651-457-7491 during business hours, CST. Alternatively, contact Cirrus Design at 800-279-4322 or 218-727-2737.

ALTERNATIVES

Some agencies that BRS has communicated with take a very conservative position regarding how best to handle an unfired rocket. They feel that this is work best left to the local bomb squad. We leave such decisions entirely up to the individuals in charge at the scene. However, if the above steps are followed and normal precautions observed, we feel that disarming the system can be safely accomplished by emergency personnel without undue risk.

A CAUTION AND DISCLAIMER

While the advice above should prevent problems for safety personnel in most situations, the instructions given **apply to BRS brand products only**. Other brands identified as Pioneer, Second Chantz, Advanced Ballistic Systems, Galaxy, or GQ Security have been sold in the past. While these systems are similar, they are not identical. BRS can provide no information on how to disarm these systems.



Aviation safety issues and actions

Recommendation

Output No:	R20040095
Date Issued:	21 January 2005

Safety Action Status:

Background: **SADN DESCRIPTION**

Some light aircraft are fitted with rocket-assisted recovery parachute systems. These parachute systems are designed to recover the aircraft and passengers to the ground should a serious in-flight emergency arise.

Composite structured aircraft such as the Cirrus Design SR20 and SR22, Pipistrel Virus and Sinus and the Sting TL-2000 are fitted with the system at manufacture. Others, such as the Cessna 150/152, 172 and 182 series aircraft can be retro-fitted with these rocket-assisted recovery parachute systems.

Numerous sport aviation and ultra-light aircraft in Australia are also fitted with rocket-assisted recovery parachute systems. Estimates from Recreational Aircraft Australia (RAA) indicate that there are currently at least six different types of ultra-light aircraft on the RAA register that are fitted with rocket-assisted recovery parachute systems. The exact number of sport aviation and ultra-light aircraft with these installations was not determined.

An armed and un-deployed rocket-assisted recovery parachute system presents a potentially serious safety risk to personnel attending the site of an accident. There is also inconsistent identification and marking of the hazards posed by the rocket and the associated equipment on the external surfaces of the aircraft. Any failure to correctly identify the hazard posed by the rocket at an accident site could result in serious injury or death.

Cirrus Airframe Parachute System (CAPS)

The Cirrus Design SR20 and SR22 aircraft are fitted with the Cirrus Airframe Parachute System (CAPS) ballistic recovery parachute system at manufacture. The CAPS system is manufactured by Ballistic Recovery Systems Inc. (BRS) in the United States (US). When deployed in an emergency situation, the system is intended to bring the aircraft and its occupants safely to the ground.

The system consists of a composite enclosure containing the parachute and a solid-propellant rocket for parachute deployment, a CAPS Activation T-handle that is positioned in the ceiling liner of the cockpit and a parachute harness.

The composite enclosure containing the parachute and rocket assembly is positioned in the aircraft immediately behind the cabin baggage compartment bulkhead. The parachute on the Cirrus is enclosed within a 'deployment bag' inside the box. The deployment bag stages the parachute's deployment and inflation. A thin composite cover that is faired into the aft upper fuselage structure protects the parachute assembly.

The parachute is attached to the aircraft by three harness straps. The single rear harness strap supports the rear of the aircraft and is attached to the structure of the rear baggage compartment bulkhead. The two forward harness straps are attached to the engine firewall area and support the front of the aircraft following parachute deployment. Both of the front straps are concealed in channels beneath a thin composite fuselage outer skin and pass from the rear baggage compartment below the cabin windows and door frame.

The CAPS Activation T-handle is positioned in a recess in the cabin ceiling lining above the front seats. The T-handle is concealed by a placarded cover that must be removed before the handle can be pulled for CAPS operation

(See Figure 1).

Figure 1: Roof mounted CAPS activation handle cover

For Figure 1 photograph refer to Analyst Notes 2

The CAPS handle is made 'safe' by the insertion of a safety pin into the Activation T-handle mechanism. The safety pin is normally removed during the pre-flight inspection of the cabin area. The pin has a 'remove before flight' tag attached.

To operate the CAPS system in an emergency, the pilot removes the placarded cover and pulls down on the CAPS Activation T-handle. A pull force of about 35 lb is required to activate the system. During the deployment sequence, the rocket forces the parachute canister up through the concealed composite fuselage cover. As the parachute inflates, the two forward attachment harnesses are pulled through their composite covering beneath the fuselage skin.

A warning in the Cirrus's maintenance manual indicates ¹:

The rocket exits the fuselage with a velocity of 150 mph in the first tenth of a second and reaches full extension in less than one second. People near the airplane may be injured and extensive damage to the airplane will occur.

Rocket ignition will occur at temperatures above 500° F (260o C).

Cessna Aircraft

The Cessna 150/152 series of aircraft can be fitted with a specifically designed BRS manufactured General Aviation Recovery Device - GARD-150 parachute system. The system uses a rocket for deployment and is approved for fitment by a Federal Aviation Administration (FAA) Supplemental Type Certificate (STC). The rocket deploys the parachute through a fabric covering in the rear upper fuselage area.

The Cessna 172 and 182 aircraft can also be fitted with a BRS parachute by STC. The BRS installations in these aircraft position the rocket in the baggage compartment at the rear of the cabin area and the parachute is ejected through the right half of the rear window. The forward parachute attachment straps are routed from the exit point across the upper centreline area of the fuselage beneath a fibreglass fairing unit.

Sting T-2000, Pipistrel Virus and Sinus Aircraft and Ultralight Aircraft

The Sting TL-2000 aircraft can be registered on the Australian civil aircraft register or as an ultra-light aircraft. The Sting uses the European-manufactured rocket powered Galaxy Recovery Systems (GRS) installation as do the Pipistrel Virus and Sinus aircraft. This system is installed in the rear cabin area of the aircraft and projects the parachute through the rear cabin window area. Once the parachute has been deployed, the rocket continues beyond the canopy until the propellant is spent and then falls away to the ground.

Other ultra-light aircraft use one of several styles of parachute depending on the type of aircraft. Some of these systems deploy in an upward direction, while others deploy downward or rearward. Systems from BRS, GRS and others were identified as installed in these aircraft. A check of the BRS website revealed a list of 100 different mounting installations, in both ultra-light and other types of aircraft such as hang gliders and gyrocopters.

Information from BRS indicated that some systems made before 1987 used a 'drogue-gun' device for parachute deployment. The 'drogue-gun' utilises a weight fired by a propellant charge to pull the parachute out of its canister.

Danger markings and accident site safety

There are a variety of warning markings on aircraft to indicate the presence of the parachute systems. On the Cirrus aircraft there is a small black text warning that is placed adjacent to the unmarked exit point for the parachute (see Figure 2). The largest size text on the warning is about 6 mm high. The Cirrus warning is not conspicuous and could easily be overlooked following an accident.

The Cirrus warning decal states the following (see Figure 3):

WARNING!
ROCKET FOR PARACHUTE DEPLOYMENT INSIDE
STAY CLEAR WHEN AIRPLANE IS OCCUPIED

There are no warning markings printed on the rocket motor canister. There are also no markings on the aircraft's fuselage to delineate the exit path of the forward harness straps on the aircraft, or that clearly mark the outline of the concealed hatch above the parachute.

Figure 2: Side view of rear of Cirrus aircraft highlighting the CAPS warning decals on fuselage

For Figure 2 photograph refer to Analyst Notes 2

Figure 3: Warning decal on Cirrus aircraft

For Figure 3 photograph refer to Analyst Notes 2

The Cessna 172 BRS system STC includes a requirement for a warning decal to be placed on the rear window of the aircraft and another on the rocket canister. The rear window decal has an orange background and contains the following text:

WARNING
This aircraft is equipped with a ballistic parachute recovery system
Rocket motor is installed under cover. Remain clear. Factory sealed unit
Do not open or disassemble. See Airplane Flight Manual Supplement or BRS
Operators Manual for inspection procedures.

A warning decal sheet supplied with the GRS systems included a small decal with a directional arrow head that indicated:

ATTENTION
PYROTECHNICAL DEVICE
Keep away from the firing line

Another decal listed warning text detailing some of the dangers of the system.

The small black text warning on the Virus aircraft GRS system (see Figure 4) indicated the following:

ATTENTION
EXPLOSIVE
ROCKET INSIDE!

Figure 4: The Pipistrel Virus aircraft and GRS parachute exit cover

For Figure 4 photograph refer to Analyst Notes 2

A document for Emergency Personnel, that was located on the BRS Inc. website, indicated that rocket-deployed parachutes have the potential to cause injuries or death to rescue workers at aircraft accident sites. The document indicated that the 38 mm by 250 mm rocket will accelerate to over 160 kph in the first 1/10th of a second on activation. Similar information is published by Cirrus Design in a DVD titled Cirrus Airframe Parachute System, Advisory DVD for First Responders.

The activation of the Cirrus CAPS installation relies on the pilot pulling on the handle connected to the cockpit roof mounted inner activation cable. The GRS and BRS units in other aircraft are similarly activated. During an accident, where the parachute has not been deployed, deformation of the fuselage can result in the activation cable being under abnormally high tension, with the activation device ready to be triggered by any further movement of the wreckage. This warning is highlighted in the BRS Emergency Personnel document and in the Cirrus Design DVD.

The BRS Emergency Personnel document and the Cirrus Design DVD both mention cutting of the activation cable as a method of temporarily making the system safe. The BRS information strongly recommends that the cable should only be cut using Felco C16 or Greenlee Company cable cutters.

Aircraft accident sites can often be contaminated with flammable materials and with flammable liquids such as petroleum products following the destruction of integral fuel tanks in wings and fuselages. Due to the possibility of causing a fire, rescue organisations, police and investigators need to be

vigilant about the type of equipment used on site, including the use of mobile telephones. ATSB investigators also use sealed, flash-proof torches on site for that reason. Any inadvertent activation of a ballistic parachute rocket motor could present a direct ignition source for these materials and liquids resulting in danger for on-site personnel and accident survivors.

ATSB Occurrence BO/200300548

A collision that occurred during landing, which involved a Cessna C172 and an ultra-light registered Sting TL-2000 aircraft in West Australia in 2002, highlights the on-site dangers of rocket-assisted recovery parachutes. During that accident the nose and propeller of the C172 aircraft had become entangled with the rear fuselage structure of the Sting aircraft.

The Sting aircraft had a GRS rocket-assisted parachute system fitted, which had not been deployed. On-site assistance was received from an expert experienced in the Sting aircraft and its GRS parachute installation. That expert noted that the GRS's rocket actuation cable had become entangled with the C172's propeller. He also indicated that any further rotation of the C172's propeller may have pulled the cable and activated the rocket. Activation of the rocket at that point may have deployed the parachute into the wing of the C172, possibly rupturing the aircraft's fuel tank. With the assistance of that expert the rocket was removed from the wreckage and disposed of by police explosive experts.

During the initial post-accident phase, no-one present on site was fully aware of the imminent dangers they were facing with the GRS installation.

Sukhoi SU-31M aerobatic aircraft Zvesda extraction system

While not yet on the Australian civil aircraft register, the Sukhoi SU31-M aerobatic aircraft utilises a Zvesda light weight pilot extraction system. This extraction system is a type of ejection seat and is used to quickly extract the pilot from the aircraft in the event of a problem.

The pilot extraction system weighs about 15 kg and utilises a 'small' quantity of explosive to simultaneously release the pilot's safety harness and extend a 5 metre long, 10 cm wide, telescoping tube. The telescoping tube punches through the cockpit canopy and extracts the drogue parachute 5 metres from the aircraft. The drogue parachute then deploys and allows the main parachute to pull the pilot free of the aircraft. This aircraft has a red, black and white 'ejection system' decal fixed to the outside of the fuselage adjacent to the danger area on the aircraft (see Figure 5). That decal is an immediately recognisable International danger symbol.

Figure 5: Example of an ejection seat danger symbol

For Figure 5 photograph refer to Analyst Notes 2

Applicable US Federal Aviation Regulation (FAR) requirements

The Cirrus SR20 and SR22 aircraft are certified for flight in accordance with the requirements of US Federal Aviation Regulations (FAR) Part 23.

FAR 23.1541 (a) (2) indicates that an aircraft certified under FAR 23 must contain 'Any additional information, instrument markings, and placards required for the safe operation if it has unusual design, operating, or handling characteristics'.

FAR 23.1541 (b) (1) and (2) indicate that each placard must be displayed in a conspicuous place and may not be easily erased, disfigured or obscured.

Type Certificate Data Sheet (TCDS) number A00009CH, revision 3, applies to the Cirrus SR20 and SR22. That certificate, including any Special Conditions, prescribes the conditions and limitations under which the aircraft meets the Federal Aviation Administration (FAA) airworthiness requirements. The Special Conditions listed on the Cirrus TCDS applies to the ballistic parachute in the CAPS system and refer to Special Condition 23-ACE-88. Note 2 in the TCDS indicated that all placards in the Pilots Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual for the Cirrus SR20 and SR22 must be displayed in the aircraft in the appropriate locations.

Special Condition 23-ACE-88 indicates that a warning placard is to be located on the fuselage near the rocket motor to warn rescue crews of the ballistic system.

Based on the requirements of 23-ACE-88 the manufacturer of the aircraft had placed the two black-print warning decals adjacent to the exit point for the ballistic parachute (see Figures 3 and 4).

NTSB and ICAO Concerns

The ATSB contacted the US National Transportation Safety Board (NTSB) on 9 September 2003 regarding our concerns with the on-site investigation of aircraft equipped with ballistic parachutes such as the Cirrus. On 10 September 2003 the NTSB advised the ATSB, in part, that:

We [NTSB] share your concerns about accident site safety and the CAPS parachute system fitted to the SR20. We have begun drafting a safety recommendation regarding [making] the markings visible to rescue workers at an accident site.

On 11 September 2003, in a response to an approach from the NTSB a representative of the International Civil Aviation Organization (ICAO) indicated, in part, that:

... a rocket assisted parachute in an aircraft should definitely be on a list of possible hazards at accident sites. Also, markings on an aircraft could perhaps be further discussed with the civil aviation authorities as it might be a subject within the competency of FAA/CAAs (rule making).

On 29 April 2004, the NTSB issued six recommendations to the US Federal Aviation Administration (FAA), the National Fire Protection Association and the International Association of Fire Chiefs. These recommendations were numbered A-04-36 through to A-04-41 and are reproduced below:

To the Federal Aviation Administration:

A-04-36

Revise training guidelines for 14 Code of Federal Regulations Part 139-certificated airports to ensure that airport rescue and firefighting crews receive training in the recognition and disabling of aircraft ballistic parachute systems during emergency operations.

A-04-37

Distribute a safety bulletin to all 14 Code of Federal Regulations Part 139-certificated airports to raise awareness among airport rescue and firefighting crews regarding the hazards associated with ballistic parachute devices during general aviation rescue and firefighting operations.

A-04-38

Develop standards for the design and installation of ballistic parachute systems in future general aviation aircraft to enable emergency responders to quickly and safely disable the system using only common firefighting tools and examine the feasibility of retrofitting aircraft that currently have ballistic parachute systems installed with a system that complies with the new design and installation standards.

A-04-39

Work with Ballistic Recovery Systems, Inc., Cirrus Design, the National Fire Protection Association, and the airport rescue firefighting working group to establish design requirements for warning labels and exterior markings for airplanes equipped with ballistic parachute systems that meet the American National Standards Institutes guidelines (ANSI Z535.4) for conspicuity, coloration, visibility, and content.

To the National Fire Protection Association and the International Association of Fire Chiefs:

A-04-40

In cooperation with Ballistic Recovery Systems, Inc., and Cirrus Design, develop and distribute a safety bulletin to your membership to raise awareness among non-airport fire/rescue organizations crews regarding the hazards associated with ballistic parachute devices during general aviation rescue and firefighting operations.

To the National Fire Protection Association:

A-04-41

Update existing firefighter training standards for non- airport firefighting

organizations to include information on the recognition and disabling of ballistic parachute systems.

Information received from the NTSB indicated that the FAA were working with BRS to develop appropriate training guidelines for 14 Code of Federal Regulations Part 139-certificated airport rescue and firefighting crews. They also indicated an intention to distribute a safety bulletin (Cert-Alert) to those personnel.

The FAA is also working with the American Society for Testing and Materials (ASTM), Committee on Ballistically Deployed Parachutes for Light Sport Aircraft, to develop a standard for the disabling of the ballistic parachutes by emergency responders. The committee is also working on the development of warning labels and exterior markings that comply with ANSI standards for any aircraft (light sport) equipped with a ballistic recovery system. The NTSB hopes that this symbol would be adopted for larger aircraft as well.

Civil Aviation Safety Authority regulation requirements

In response to a letter from the ATSB, where advice was sought on the Australian Civil Aviation Safety Authority (CASA) requirements for the marking of aircraft equipped with rocket-assisted recovery parachute systems, CASA indicated in part on 19 April 2004 that:

...parachute systems can only be installed as part of the certification basis for an aircraft, for example the Cirrus SR20 and SR22, or through the issue of a Supplemental Type Certificate (STC).

In Australia, the Authority [CASA] accepts a United States of America (USA) Federal Aviation Administration (FAA) STC as an Australian approval in accordance with Civil Aviation Safety Regulation (CASR) 21.114.

The FAA placard requirements are accepted by CASA and the Authority has no plans to require any additional placards or markings.

ANALYSIS

Aircraft rocket-assisted recovery parachute systems are a safety feature. However, there are significant dangers associated with these systems for persons involved in the immediate aftermath of an aircraft accident or incident involving aircraft with these systems fitted. Handling of aircraft wreckage where one of these devices is fitted, but not deployed, could result in serious injury or death. Anyone attending an aircraft incident or accident site where a rocket-assisted recovery parachute is involved needs to be aware of the dangers.

There are no internationally recognised warning or danger symbols for aircraft equipped with rocket-assisted recovery parachute systems. The markings on aircraft should ensure that they sufficiently convey the extent of the hazards present. The markings currently placed on aircraft vary and are not sufficiently visible to immediately draw attention to the dangers. Markings such as the internationally recognised 'ejection seat' danger symbol are far more effective at drawing attention to the danger.

Rocket-assisted recovery parachute systems are made in several countries, including the US and in Europe. Following the issue of the NTSB recommendations, a warning decal is being developed for light sport aircraft that are made in the US. However, this will only apply to US developed 'light sport' aircraft.

There is a need for an immediately recognisable, internationally recognised, symbol to warn of the dangers associated with a rocket assisted recovery parachute system. It may be appropriate for ICAO to examine the development of a standard for such a warning.

SAFETY ACTION

Australian Transport Safety Bureau

The Australian Transport Safety Bureau has now included information to reflect the dangers associated with the rocket-assisted recovery parachute systems in the following ATSB manuals:

- Occupational Health and Safety Manual, Chapter 15;

- ATSB Accident and Serious Incident Investigation Manual, Chapter 2, Accident Notification Procedure.

The telephone contact details for persons with the appropriate information about these systems and their disarming has now been included in the ATSB's internal aviation telephone directory.

The ATSB and the Directorate of Flying Safety - Australian Defence Force jointly produce a handbook titled, Civil and Military Aircraft Accident procedures for Police Officers and Emergency Services Personnel. That publication highlights to police officers and emergency services personnel, some of the dangers that could be faced at an aircraft accident site. At the next re-print, that handbook will be updated to include information on the dangers associated with the rocket-assisted recovery parachute systems on some civil aircraft.

The ATSB has undertaken training of its aviation investigation personnel highlighting the dangers associated with the investigation of accidents and incidents involving light aircraft with ballistic parachutes fitted.

The ATSB has purchased several pairs of the Felco C16 cable cutters and distributed them throughout the organisation for use in an on-site investigation.

The ATSB has highlighted its concerns about the rocket-assisted recovery parachute systems to Airservices Australia, Aviation Rescue Fire Fighting service. Currently Airservices and the ATSB are collaborating to determine the most effective method to disseminate that information to all concerned.

Civil Aviation Safety Authority (CASA)

In response to a query from the ATSB regarding the highlighting of the hazards associated with ballistic parachute systems, CASA indicated on 19 April 2004:

In relation to the Bureau's concerns regarding the highlighting of the hazards associated with these devices, CASA has proposed an amendment to the CASA Aviation Occurrence Procedures Manual to include instructions regarding investigating aircraft that may be fitted with an un-operated BRS to incorporate action necessary to avoid danger from these devices.

The suggested amendment is outlined below.

Title: *Warning for possible fitment of rocket-powered parachute recovery system.*

Persons investigating a crashed aircraft should check for the presence of an unoperated ballistic parachute rocket. The only known aircraft on the Australian aircraft register at present are the Cirrus SR20 and SR22, and some small Cessna aircraft incorporating the system by an STC. Additionally, there may be aircraft registered with the Australian Ultralight Federation fitted with such a system.

Aircraft on the VH Register are required to have a warning placard installed on the fuselage at the exit point, as part of the certification basis or STC approval. If the aircraft has such a rocket and it has not been operated, approach with care, do not intrude into the area marked on the fuselage, do not move the parachute release if removing persons from the cockpit, and safe-secure the rocket as per instructions from the manufacturer as soon as possible.

1. The BRS Inc website quotes an exit speed of 100 mph. Regardless, the exit speed is significant and represents a serious danger.

Output Text

Safety Recommendation

The Australian Transport Safety Bureau recommends that as a priority the Federal Aviation Administration liaise with the European Aviation Safety Agency and the International Civil Aviation Organisation to develop an international standard for the marking on all aircraft with rocket-assisted recovery parachute systems to ensure that they fully alert persons to the hazards and the danger areas on the aircraft.

Last update 01 April 2011



Bureau de la sécurité
des transports
du Canada

Transportation
Safety Board
of Canada

Canada

[RAPPORTS](#) > [AVIATION](#) > [2010](#) > A1000101

Rapports aviation - 2010 - A1000101

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le seul but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

Rapport d'enquête aéronautique
Perte de puissance et collision avec un immeuble
du Cirrus SR20 C-GYPJ
à l'aéroport municipal de Toronto à Buttonville (Ontario)
le 25 mai 2010

Rapport numéro A1000101

Sommaire

Le Cirrus SR20 immatriculé C-GYPJ et portant le numéro de série 1008 quitte l'aéroport municipal de Toronto à Buttonville (Ontario) pour effectuer le vol de retour à destination de Burlington Airpark. Peu après le décollage réalisé à partir de la piste 15, le pilote signale un problème et amorce un virage à gauche afin de revenir à l'aéroport. À 12 h 25, heure avancée de l'Est, l'avion s'écrase sur le toit d'un immeuble voisin. Un incendie survient peu après l'impact et consume presque tout l'appareil. Les deux occupants perdent la vie. Environ 15 minutes après l'impact, une explosion se produit lorsque la chaleur de l'incendie provoque la mise à feu de la roquette de l'extracteur du parachute de cellule du Cirrus.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Déroulement du vol

Le matin même de l'accident, le pilote accompagné d'un passager avait effectué un vol entre Burlington Airpark et l'aéroport municipal de Toronto à Buttonville afin de faire exécuter des travaux d'entretien sur les radios de l'avion. Une fois ces travaux terminés, le pilote et deux techniciens d'entretien d'aéronefs ont procédé à des points fixes comme vérification finale. Tout semblait fonctionner correctement. Le pilote et le passager ont ensuite monté à bord de l'avion et se sont préparés à partir pour Burlington Airpark.

Vers 12 h 25⁴, l'avion a reçu l'autorisation de décoller à partir de la piste 15. Peu après le décollage, le pilote a signalé un problème et a décidé de revenir à l'aéroport. Comme la cible radar de l'avion n'est pas apparue sur l'écran radar, on estime que l'avion n'a pas atteint une altitude de plus de 500 pieds au-dessus du sol (agl). Une fumée gris pâle s'échappait de l'appareil quand il a amorcé un virage à gauche en faible montée. Le contrôleur de la tour a essayé, sans succès, de communiquer avec le pilote. Le contrôleur a autorisé le pilote à atterrir sur la piste de son choix.

L'angle d'inclinaison de l'appareil a augmenté et le nez a piqué soudainement. L'avion a rapidement perdu de l'altitude et a amorcé une vrille. Juste avant de heurter le toit de l'immeuble, les ailes se sont placées à l'horizontale et le nez s'est redressé. Environ 5 minutes après l'impact, un incendie s'est déclaré. Les services d'urgence et d'incendie sont arrivés dans les 10 minutes suivant l'accident.

Environ 15 minutes après l'impact, il y a eu une explosion : la chaleur causée par l'incendie a mis à feu la roquette de l'extracteur du parachute de cellule du Cirrus (CAPS). Parce qu'elle était encore partiellement rattachée à la cellule par des câbles en acier inoxydable, la roquette

a rebondi contre le toit avant de rompre ses liens et d'atterrir dans la rue, à environ 165 pieds du lieu de l'écrasement.

Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques au moment de l'accident étaient propices au vol à vue et n'ont pas été considérées comme un facteur contributif dans cet accident.

Renseignements sur le pilote

Les dossiers indiquent que le pilote possédait les qualifications et les compétences nécessaires pour effectuer le vol en vertu de la réglementation en vigueur. Le pilote était titulaire d'une licence de pilote privé délivrée le 16 janvier 2009 et valide pour les vols à vue de jour et de nuit sur tous les avions terrestres monomoteurs à pistons. Le pilote avait à son actif environ 225 heures de vol, dont 100 heures sur le SR20. Le pilote avait effectué sa formation initiale sur un Cessna 172, un avion plus lent, aux caractéristiques de manœuvrabilité différentes de celles du Cirrus SR20. Rien n'indique que le pilote avait suivi une formation sur le Cirrus SR20.

Renseignements sur le passager

Les dossiers révèlent que le passager était aussi titulaire d'une licence de pilote privé. La licence délivrée le 30 avril 2010 était valide pour les avions terrestres monomoteurs à pistons.

Renseignements sur l'aéronef

L'avion a été construit en 1999 et a été acheté par le pilote en mars 2009. Les dossiers indiquent que l'appareil était homologué, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.

Dans l'année suivant l'achat de l'avion, le pilote a piloté l'appareil régulièrement. Pendant cette période, ce dernier a totalisé environ 100 heures de vol, toutes sur l'avion en question. La dernière inspection annuelle a été menée en mars 2010 quand l'avion totalisait 2201,1 heures de vol cellule. Au cours de l'inspection, l'huile, le filtre à huile et les bougies d'allumage ont été remplacés et une vérification du taux de compression a été menée. Aucune anomalie n'a été décelée.

Au cours de cette dernière inspection, le pilote avait mentionné qu'il semblait y avoir une fuite d'huile sur le cylindre droit avant. Toutefois, aucune fuite n'a été repérée pendant l'inspection et les points fixes subséquents. Pendant l'inspection, on avait trouvé quelques défauts mineurs sur l'avion, lesquelles furent réparées avant la remise en service. Au moment de l'accident, la dernière saisie du nombre d'heures de vol cellule datait du 17 mai 2010 et indiquait 2221,1 heures.

L'avion était équipé d'un moteur Teledyne Continental Motors (TCM), modèle IO-360-ES, numéro de série 357146. Au moment du vol en question, le moteur totalisait environ 2221 heures de vol et 715 heures depuis sa dernière révision. La période entre deux révisions recommandée par le constructeur pour ce type de moteur est de 2000 heures². Le moteur en question avait été révisé au début de 2005 à la suite d'un heurt d'hélice. Les cylindres TCM d'origine n'ont pas été remplacés à ce moment-là. Cependant, ils avaient été rectifiés à 0,015 pouce de surdimensionnement et on avait installé de nouveaux pistons et segments surdimensionnés.

Le Cirrus SR20 est muni d'un parachute de secours qui est fixé à la cellule. La description qui suit provient du Manuel d'information sur l'avion (AIM) du modèle SR20 de Cirrus :

[TRADUCTION] Le parachute de cellule du Cirrus (CAPS) est conçu afin d'aider l'aéronef et les passagers à bord à se poser au sol dans le cas d'une situation d'urgence mettant en danger la vie des occupants. Cependant, comme le déploiement du parachute occasionnera des dommages à la cellule et que, en présence de facteurs externes défavorables comme une grande vitesse de déploiement, une basse altitude, un relief accidenté ou des vents forts, les occupants pourraient quand même être grièvement blessés ou perdre la vie, il faut utiliser le CAPS avec beaucoup de discernement. En fait, les pilotes du SR20

devraient prévoir les situations où il serait nécessaire de déployer l'ensemble et bien s'y préparer mentalement.

Le manuel ne stipule pas l'altitude minimale nécessaire au déploiement du CAPS parce que la perte réelle d'altitude dépend de la vitesse, de l'altitude et de l'assiette de l'avion au moment du déploiement ainsi que d'autres facteurs environnementaux. L'AIM stipule :

[TRADUCTION] À titre indicatif, la perte d'altitude démontrée à partir de l'amorce d'une vrille à une rotation jusqu'à la stabilisation du parachute est de 920 pieds. La perte d'altitude démontrée lors de déploiements en palier était de moins de 400 pieds. Compte tenu de ces résultats, il serait utile d'avoir 2000 pieds agl en tête en tant que seuil d'altitude de décision. Au-dessus de 2000 pieds, il y aurait en principe suffisamment de temps pour évaluer systématiquement l'état d'urgence et y réagir. Au-dessous de 2000 pieds, la décision de déclencher le CAPS doit se prendre presque immédiatement afin de maximiser la possibilité d'un déploiement réussi. Néanmoins, quelle que soit l'altitude où vous vous trouvez, une fois que vous avez établi que le déploiement du CAPS est la seule option qui vous reste pour sauver la vie des occupants, déclenchez le mécanisme sans tarder.

Le Cirrus SR20 n'est pas homologué pour les sorties de vrille et, par conséquent, Cirrus recommande le déploiement du CAPS si l'aéronef n'est plus maîtrisé.

La section 3 de l'AIM du Cirrus SR20, « Situations d'urgence en vol », fournit les renseignements suivants à l'égard de situations d'urgence en vol :

[TRADUCTION] Panne moteur au décollage (basse altitude)

Si la panne moteur survient immédiatement après que l'avion ait pris l'air, interrompez le décollage et rétablissez l'avion sur la piste, si possible. Si l'altitude à laquelle vous vous trouvez ne vous permet pas d'interrompre le décollage sur la piste sans toutefois être suffisamment élevée pour vous permettre de redémarrer le moteur, baissez le nez afin de conserver votre vitesse et placez l'avion en assiette de vol plané. Dans la plupart des cas, l'atterrissage devrait se faire droit devant. Vous pouvez effectuer un virage seulement si vous devez éviter un obstacle. Après avoir établi l'assiette de vol plané en vue d'un atterrissage, exécutez autant de vérifications de la liste de vérifications que possible dans le temps qu'il vous reste.

AVERTISSEMENT

Si vous décidez de regagner la piste, prenez garde de ne pas faire décrocher l'avion.

Examen de l'épave

L'appareil a heurté le toit de l'immeuble à un cap d'environ 300° magnétique, légèrement en piqué et incliné à droite. L'avion a heurté un climatiseur de l'immeuble, a pivoté vers la droite et s'est arrêté sur un cap d'environ 060° magnétique. L'incendie qui est survenu après l'écrasement a détruit presque tout l'appareil, toutefois aucune défaillance du circuit de commandes de vol antérieure à l'accident, qui aurait pu être un facteur contributif, n'a été décelée.

Les pales de l'hélice étaient repliées vers l'arrière et lourdement endommagées par le feu. Les dommages constatés laissent croire que le moteur produisait peu ou pas de puissance au moment de l'impact.

L'examen du moteur a révélé que la culasse du cylindre numéro 3 s'était détachée du barillet (voir la [figure 1](#)). La culasse est restée en place parce qu'elle était retenue par les circuits

d'admission et d'échappement. Aucune autre anomalie qui aurait pu empêcher le moteur de produire de la puissance n'a été découverte. L'examen de la culasse défectueuse du cylindre numéro 3 a révélé qu'elle s'était fracturée près des deuxième et troisième filets, et des criques de fatigue étaient visibles sur la surface de la fracture. Vue de l'extérieur, la fracture était située à la base des ailettes de refroidissement 4, 5 et 6³.



Figure 1. Le cylindre numéro 3 déposé du moteur

Le cylindre est composé d'une culasse en aluminium qui est vissée à un barillet en acier au moyen d'un filetage. L'ajustement avec serrage élevé nécessite que la culasse soit chauffée et que le barillet soit refroidi à des températures préétablies, ce après quoi chaque composant est installé sur une machine qui les visse l'un dans l'autre selon un couple donné. Grâce à l'ajustement avec serrage, les surfaces de contact s'emboîtent hermétiquement. Normalement, une fois qu'on a monté les pièces d'un cylindre, on ne les désassemble pas.

Les culasses des 6 cylindres ont été envoyées au Laboratoire du BST pour y subir un examen métallurgique approfondi.

Une crique de fatigue mégacyclique s'est formée à l'encoche⁴ causée par le chevauchement du bord coupant du filet du barillet en acier et du flanc de filet en aluminium du cylindre numéro 3. Lorsque la taille de la crique a atteint un point critique, la pièce n'a pas pu supporter la charge et la culasse s'est fracturée sous l'effet de contraintes monocycliques excessives. Bien qu'aucune déféctuosité n'ait été décelée dans la région du cylindre où la fatigue a pris naissance, on a noté dans cette région des dommages dus au frottement, produits après que la fissure se soit manifestée, qui masquaient les caractéristiques originelles.

Les autres cylindres ont été sectionnés et examinés et on n'y a trouvé aucune autre fissure. On a convenu qu'il n'y avait aucun moyen pratique de localiser toute fissure dans cette région sans procéder à un essai destructif. Selon les renseignements obtenus, il s'agit de la première fissure de ce type sur cette série de moteurs.

L'examen a révélé de la corrosion intergranulaire à plusieurs endroits sur les filets de culasse des cylindres. Toutefois, on n'a pas pu déterminer la cause de cette corrosion.

Intervention en cas d'urgence et extracteurs pyrotechniques

Les parachutes de cellule installés sur certains aéronefs (y compris le CAPS) constituent un dispositif de sécurité supplémentaire destiné à protéger les occupants dans le cas où une

situation d'urgence surviendrait en vol. Cependant, comme il a été démontré par cet accident, si le parachute n'est pas déployé avant l'impact au sol, un incendie qui se déclare après l'impact pourrait déclencher la mise à feu de la roquette de l'extracteur pyrotechnique.

Des renseignements sur les risques liés au CAPS à l'intention des premiers intervenants se trouvent sur les sites Web de Cirrus Aircraft et de la FAA⁵. Toutefois, en général, de nombreux premiers intervenants ne semblent pas connaître ces parachutes et n'ont pas reçu de formation sur leur manipulation.

L'enquête a donné lieu aux rapports de laboratoire suivants :

LP 077/2010 — *Examination of Aircraft Cylinder* (Examen d'un cylindre d'aéronef)

LP 076/2010 — *JPI Analysis* (Analyse d'un dispositif de J.P. Instruments)

On peut obtenir ces rapports en s'adressant au Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Analyse

Malgré le fait que l'avion a été considérablement endommagé par l'incendie, l'examen de l'épave n'a révélé aucune défaillance du circuit de commandes de vol antérieure à l'impact qui aurait pu concourir à une perte de maîtrise de l'aéronef.

Le bris de la culasse du cylindre numéro 3 s'est probablement produit pendant la dernière portion de la course au décollage ou immédiatement après que l'avion ait pris l'air. Vu la nature de la défaillance du cylindre, le moteur aurait dû être capable de produire de la puissance avec l'aide des 5 autres cylindres. Toutefois, on n'a pas pu déterminer la quantité de puissance qui aurait été produite.

S'il se forme de la corrosion sur un coin tranchant du filetage en aluminium (causée par le contact avec le filetage du barillet en acier), celle-ci peut déclencher un ensemble de facteurs pouvant engendrer de la fatigue.

La crique de fatigue sur la culasse du cylindre numéro 3 a pris naissance au niveau de l'encoche créée par les filets du barillet en acier. Vu l'endroit où se trouvait la crique, il n'existe aucun moyen pratique autre que l'essai destructif pour détecter une telle crique. Une fissure sur la culasse d'un cylindre pourrait ne pas être repérée et le moteur continuerait de fonctionner normalement jusqu'à ce que la taille de la fissure atteigne un point critique où la culasse pourrait se rompre en surcharge sans qu'il y ait d'autres signes annonciateurs. Il y aurait par conséquent une perte de puissance et le moteur se mettrait à bafouiller ou s'arrêterait complètement.

Vu la forte concentration de bâtiments autour de l'aéroport, le pilote a probablement décidé qu'il valait mieux essayer de revenir à l'aéroport. Pour ce faire, le pilote aurait été obligé d'amorcer un virage à un degré d'inclinaison élevé, et de ce fait, il aurait augmenté la vitesse de décrochage de l'avion. Ce scénario correspond à la réaction de l'avion après son envol. L'angle d'inclinaison a augmenté de manière significative, l'avion a décroché et a amorcé une vrille à une altitude à partir de laquelle il était impossible d'en sortir.

Rien n'indique que le pilote a essayé d'utiliser le CAPS. Vu la basse altitude à laquelle se trouvait l'avion, il est probable que l'ensemble ne se serait pas complètement déployé.

Bien que le parachute de cellule constitue un dispositif de sécurité supplémentaire pour les occupants d'un aéronef dans le cas où une situation d'urgence se présente en vol, les extracteurs pyrotechniques qui servent au déclenchement de ces ensembles présentent des risques supplémentaires. Dans l'accident en question, c'est l'incendie survenu après l'impact qui a causé la mise à feu de la roquette, mais des dommages causés à un aéronef ou les actions des premiers intervenants pourraient également provoquer une telle mise à feu. À moins que les premiers intervenants soient au courant que certains aéronefs peuvent être équipés d'extracteurs pyrotechniques et qu'ils aient reçu une formation sur la manipulation de ces systèmes, ils seront en danger en cas de mise à feu d'une roquette.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. La culasse du cylindre numéro 3 s'est rompue en fatigue et s'est détachée du cylindre lors du décollage. Par conséquent, la puissance produite par le moteur a diminué.
2. Au cours d'une manœuvre exécutée par le pilote, l'avion a décroché et a amorcé une vrille à une altitude à partir de laquelle il était impossible d'en sortir.

Faits établis quant aux risques

1. Il n'existe aucun moyen pratique et non destructif d'inspecter les filets des culasses de cylindre afin de vérifier s'il y a des fissures. Sans vérification, les fissures qui ne seraient pas repérées pourraient occasionner la rupture du cylindre.
2. Le parachute de cellule du Cirrus a été déclenché après l'impact sous l'effet de l'incendie après écrasement. La roquette de l'extracteur pyrotechnique a atterri dans la rue. À moins que les premiers intervenants soient au courant que certains aéronefs peuvent être équipés d'extracteur pyrotechnique et qu'ils aient reçu une formation sur la manipulation de ces systèmes, ils seront en danger en cas de mise à feu d'une roquette.

Mesures de sécurité prises

Transports Canada

Transports Canada a rédigé et publiera un article dans l'édition de juillet de *Sécurité aérienne - Nouvelles*, afin de fournir des renseignements sur la sécurité à l'intention des premiers intervenants mettant en cause les systèmes de parachute de sauvetage à extraction pyrotechnique.

Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 21 janvier 2011.

-
1. Les heures sont exprimées en HAE (temps universel coordonné [UTC] moins quatre heures). ↑
 2. TCM SIL98-9A. ↑
 3. On compte les ailettes en partant du bas de la culasse. ↑
 4. L'encoche dans le filetage de la culasse en aluminium sert à l'ajustement avec serrage. ↑
 5. <http://www.cirrusaircraft.com/flash/firstresponder>;
http://www.faa.gov/aircraft/gen_av/first_responders/media/mod4/mod4.htm (Adresses Internet confirmées comme étant valides à la date de la publication du rapport.) ↑

Date de modification :
2011-02-25



International
Civil Aviation
Organization

Organisation
de l'aviation civile
internationale

Organización
de Aviación Civil
Internacional

Международная
организация
гражданской
авиации

منظمة الطيران
المدني الدولي

国际民用
航空组织

Tel.: +1 (514) 954-8160

12 August 2005

Ref.: AN 6/26-05/46

Subject: Hazard associated with rocket-deployed
emergency parachute systems

Action required: To note and take action as appropriate

Sir/Madam,

1. I have the honour to draw your attention to the potential hazards of rocket-deployed emergency parachute systems that are being installed in light aircraft in increasing numbers.
2. These devices may be installed as original equipment or as a retrofit in ultralight, sport, home-built, experimental and certificated aircraft up to the size of a Cessna 182. Their purpose is to lower the entire aircraft and its occupants to the ground in an extreme emergency, such as following structural failure, loss of control, pilot incapacitation or other critical flight conditions. These emergency parachutes have been credited with saving the lives of aircraft occupants.
3. The system consists of a parachute housed in a container, a bridle arrangement to attach the parachute to the airframe, and a rocket to extract and deploy the parachute. The system is armed by the pilot prior to flight and can be activated during the flight by a cable-operated firing mechanism.
4. A typical rocket-deployed emergency parachute system for a light aircraft includes a solid-fuelled rocket which develops some 1 300 newtons of thrust, sufficient to accelerate the rocket to over 160 km/h in a fraction of a second while deploying a 22 kg parachute. Placards are required to be placed on the aircraft to warn personnel of the hazards associated with the rockets, as these dangers are not obvious to those unfamiliar with such systems.
5. In the event of an accident to an aircraft with one of these systems, if the rocket has not been fired, subsequent movement of the aircraft structure may cause the cable activating mechanism to fire the rocket. To avoid danger to persons, an unfired rocket has to be deactivated before the aircraft wreckage is disturbed during rescue or recovery efforts.


6. Approximately 20 000 rocket-deployed emergency parachute systems have been sold to date and this number is increasing. In at least one State, the system is mandatory equipment for all ultralight aircraft. In view of the growing danger associated with the improper handling of such systems, two accident investigation authorities, the United States National Transportation Safety Board and the Australian Transport Safety Bureau have issued safety recommendations addressing emergency parachutes. These safety recommendations primarily aim to increase the awareness of emergency response personnel to the dangers associated with such systems.

7. The main areas of concern with respect to rocket-deployed emergency parachute systems are the adequacy of the warning placards affixed to aircraft, the level of knowledge of the hazards associated with such systems, and the need to know how to render such systems safe. In order to address these areas, States are invited to:

- a) review the adequacy of the warning placards associated with the installation of rocket-deployed emergency parachute systems in aircraft on their registry and, where necessary, ensure that the warnings are improved; and
- b) ensure that emergency response services in their State, such as airport rescue/fire, police, ambulance, fire service personnel and accident investigators, are aware of the hazards associated with such devices. In this regard, the website of one of the manufacturers of such systems, <http://brsparachutes.com/resourcessi/BRSFirstResponder.pdf>, contains useful information on these devices.

8. To further raise awareness of these systems, the International Civil Aviation Organization (ICAO) intends to include in the *Manual of Aircraft Accident and Incident Investigation* (Doc 9756), Part III — *Investigation*, which is currently being redrafted, a reference to the potential hazards of such devices and advice on appropriate safety precautions.

Accept, Sir/Madam, the assurances of my highest consideration.


for Taieb Chérif
Secretary General

Transport Canada

[Home](#) [Air Transportation](#) [Airlines and Aviation Operations](#) [National Operations](#)
[Air Navigation Services Oversight Division](#) [Audit Program and Regional Coordination](#)
[Aerodrome Safety Circulars](#) [Aerodrome Safety Circular](#)

Aerodrome Safety Circular

Air Navigation Services Oversight Division

- [ATC Operations](#)
- [AIS and Airspace](#)
- [CNS/ATM Systems](#)
- [FIS, Aviation Weather and Levels of Service](#)
- [How To Reach Us](#)

ASC 2006-028 2006-05-05

- [Subject](#)
- [Purpose](#)
- [Background](#)
- [Application](#)
- [Summary](#)

Subject

Aircraft Rescue and Fire Fighting (ARFF) safety information on rocket-deployed aircraft emergency parachute systems.



[Top of Page](#)

Purpose

This circular is to provide information for the ARFF to respond safely to incidents or accidents involving aircraft equipped with rocket-deployed aircraft recovery parachutes.



[Top of Page](#)

Background

Following the crash of a small aircraft equipped with a rocket-deployed recovery parachute that had not been deployed, the emergency responders reported that some of the existing warning labels did not provide sufficient information on safety precautions for handling such systems when responding to an emergency. The U.S. National Transportation Safety Board (NTSB) issued a safety recommendation to provide emergency responders with training and information on such systems.



[Top of Page](#)

Date modified: 2012-01-20

Application

To this date, a minimal number of these systems are in use in Canada. However, as the use of these systems received significant interest in the U.S., their use in Canada is expected to grow. It is important for airport operators to obtain and disseminate information regarding rocket-deployed emergency parachutes to the on-site and off-site responding agencies, to allow them to introduce pertinent information in their site-specific ARFF training and emergency response plan procedures.

The following Web sites include information that is currently available on rocket-deployed parachute systems:

- http://www.faa.gov/airports/airport_safety/media/accident_safety_scene_brs.ppt
- <http://www.brsparachutes.com/>
- <http://www.junkers-profily.de/>



[Top of Page](#)

Summary

Awareness and training information should be provided to emergency responders to, first, identify the presence of an un-deployed emergency rocket-deployed parachute system and, second, deactivate it to render it harmless.

The information and pictures provided in the document published by the manufacturer, Ballistic Recovery Systems (BRS), entitled *BRS Ballistic Parachutes: Information for Emergency Personnel*, which is available at the following Web site:

<http://www.brsparachutes.com/files/brsparachutes/files/First%20Responders.pdf>, should be used as reference for the development of response procedures to maximize the safety of emergency responders.

For additional information on this issue, please contact Bernard Valois of the Aerodromes and Air Navigation Branch in Ottawa, at 613 990-3708.

Aerodromes and Air Navigation Circulars are available electronically at:

<http://www.tc.gc.ca/eng/civilaviation/opssvs/nationalops-audinspmon-program-safetycirculars-menu-273.htm>

Jennifer J. Taylor

**Director
Aerodromes and Air Navigation
Civil Aviation**