



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

Domaine aviation

Rapport final no. 2148

du Service d'enquête suisse

sur les accidents

concernant les risques encourus par les services de sauvetage et d'enquête avec les systèmes de sauvetage par parachute balistique (*Ballistic Parachute Systems – BPS*) dont certains avions sont équipés.

Remarques générales sur le présent rapport

Le présent rapport relate les conclusions du service d'enquête suisse sur les accidents (SE-SA) sur les répercussions du système de sauvetage par parachute balistique (*Ballistic Parachute Systems* – BPS) pour les avions qui en sont équipés.

Conformément à l'art. 3.1 de la 10^{ème} édition de l'annexe 13, applicable dès le 18 novembre 2010, de la convention relative à l'aviation civile internationale (OACI) du 7 décembre 1944, ainsi que selon l'art. 24 de la loi fédérale sur la navigation aérienne, l'enquête a pour seul objectif la prévention d'accidents ou d'incidents graves. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

Table des matières

1	Faits établis	5
1.1	Introduction.....	5
1.2	Brève description du système de sauvetage.....	5
1.3	Fabricants de BPS.....	5
1.4	Accidents d'avions-BPS en Suisse.....	6
1.5	Motif de l'enquête	7
1.6	But de l'enquête.....	7
1.7	Rapport d'enquête	7
1.8	Avions et catégories d'avions - BPS.....	7
1.8.1	Inventaire des avions-BPS	7
1.8.1.1	Cirrus SR 20 et SR 22	7
1.8.1.2	<i>Ecolight</i>	8
1.8.1.3	<i>Very Light Aircraft</i>	8
1.8.1.4	Cessna 172 et 182.....	8
1.8.1.5	Avions de la catégorie « expérimentale ».....	8
1.9	Documents utilisés	8
1.9.1	Manipulations d'explosifs – Bases légales et directives	8
1.9.2	Documents.....	9
2	Enquête	10
2.1	Description du BPS	10
2.1.1	Fusée.....	11
2.1.2	Parachute	13
2.1.3	Unité de mise à feu.....	14
2.1.4	Le moteur de la fusée	15
2.2	Examen de la fusée du BPS.....	16
2.2.1	Principes fondamentaux du comportement thermique des explosifs	17
2.2.2	Comportement de la fusée lors d'une augmentation très rapide de la température ambiante, simulation d'un gros incendie (<i>Fast Cook Off – FCO Test</i>).	18
2.2.3	Comportement de la fusée lors d'un réchauffement lent de la température ambiante, simulation de la proximité d'un feu (<i>Slow Cook Off – SCO test</i>)	19
2.2.4	Analyse calorimétrique différentielle, DSC (<i>Differential Scanning Calorimetry</i>)	19
2.2.5	Sensibilité aux décharges électrostatiques.....	20
2.2.6	Sensibilité aux frottements et aux chocs	20
3	Recommandations pour les mesures préventives à prendre pour les avions-BPS.....	21
3.1	Identification des avions-BPS.....	21
3.1.1	Déficit de sécurité	21
3.1.2	Recommandation de sécurité no. 444	21
3.2	Inventaire des avions - BPS	22
3.2.1	Déficit de sécurité	22
3.2.2	Recommandation de sécurité no. 445	22
3.3	Surveillance de température d'un avion - BPS.....	22
3.3.1	Déficit de sécurité	22
3.3.2	Recommandation de sécurité no. 446	22
3.3.2.1	Sur les fusées des BPS	22

3.4	Contrôle de la longévité résiduelle (<i>shelf life</i>).....	23
3.4.1	Déficit de sécurité	23
3.4.2	Recommandation de sécurité no. 447	23
3.5	Sécuriser les BPS contre un déclenchement par inadvertance	23
3.5.1	Déficit de sécurité	23
3.5.2	Recommandation de sécurité no. 448	23
3.6	Hangars dans lesquels se trouvent des avions-BPS.....	24
3.6.1	Déficit de sécurité	24
3.6.2	Recommandation de sécurité no. 449	24
3.6.2.1	Plan des hangars à avions	24
3.6.2.2	Identification des hangars et contrôle de la température	24
3.7	Formation	24
3.7.1	Formation des équipages	24
3.7.1.1	Déficit de sécurité	24
3.7.1.2	Recommandation de sécurité no. 450	24
3.7.2	Formation des équipes d'intervention et des secouristes.....	24
3.7.2.1	Déficit de sécurité	24
3.7.2.2	Recommandation de sécurité no. 451	24
4	Procédures d'interventions lors d'accidents/incendies avec des avions-BPS.....	26
4.1	Incendie dans un hangar	26
4.1.1	Déficit de sécurité	26
4.1.2	Recommandation de sécurité no. 452	27
4.1.2.1	Les températures atteintes sont inférieures à 90°C.....	27
4.1.2.2	Lorsque les températures atteintes sont supérieures à 90°C	27
4.2	Accident d'un avion BPS avec incendie consécutif	27
4.2.1	Déficit de sécurité	27
4.2.2	Recommandation de sécurité no. 453	27
4.3	Accident d'un avion BPS sans incendie consécutif	27
4.3.1	Déficit de sécurité	27
4.3.2	Recommandation de sécurité no. 454	28
4.3.2.1	Blocage du câble de déclenchement.....	28
4.3.2.2	Housse de protection sur la fusée	28
4.4	Evacuation d'une épave après un accident.....	28

1 Faits établis

Préambule

Ce rapport s'adresse aux autorités de surveillance, aux fabricants et aux organismes de sauvetage. En raison des différentes législations en vigueur, certaines recommandations et propositions de procédures d'intervention sont à introduire en fonction des pays.

La mise en pratique et l'efficacité des recommandations et procédures d'intervention devraient être examinées et évaluées par les spécialistes des organisations responsables pour le sauvetage et les enquêtes.

1.1 Introduction

L'entreprise *Ballistic Recovery Systems Inc.* - BRS a été fondée en 1980 aux États-Unis d'Amérique.

Cette entreprise fabrique des systèmes balistiques de sauvetage qui, initialement, équipaient surtout des avions ultralégers (ULM).

En 1998, l'entreprise *Ballistic Recovery Systems Inc.* a développé en collaboration avec une autre entreprise, *Cirrus Design*, le premier système de sauvetage par parachute balistique. L'avion Cirrus SR20 a été équipé de ce système.

L'avion et le système BPS ont été certifiés simultanément aux Etats-Unis.

Actuellement plusieurs entreprises fabriquent des systèmes de sauvetage pour des avions de différentes catégories. Ces systèmes sont tous basés sur le même principe de fonctionnement.

1.2 Brève description du système de sauvetage

Tous ces systèmes de sauvetage permettent, en situation d'urgence, d'éjecter un parachute fixé à ou dans un avion à l'aide d'une fusée à combustible solide. Après le déploiement du parachute, l'avion descend jusqu'au sol avec ses occupants, (v. chap. 2.1).

Le système de sauvetage est appelé « système de sauvetage par parachute balistique ».

Dans la suite du rapport l'abréviation BPS *Ballistic Parachute Systems* désigne le système de sauvetage par parachute balistique; un avion qui en est équipé est désigné par le terme avion-BPS.

Le combustible solide du moteur de la fusée est un explosif.

1.3 Fabricants de BPS

En résumé dans le monde entier quelques 20'000 systèmes de sauvetage balistique produits par différents fabricants sont en service (situation 2005 OACI).

Le SESA a identifié à ce jour huit fabricants de système BPS:

- | | |
|--|--|
| • Pioneer Aerospace | www.pioneer-aero.com |
| • Second Chantz | www.secondchantz.com |
| • Advanced Ballistic Systems | |
| • Galaxy | www.galaxy.lead-crm.eu |
| • GQ Security | www.skydiveky.com |
| • Ballistic Recovery Systems – BRS Inc | www.brsparachutes.com |
| • Magnum Ballistic Parachute | www.magnum-parachutes.com |

- MVEN Ukrainian MVEN Recovery System for Air Vehicles RSV Patric-Lumumba-Str.4 420141 Kazan Russie

1.4 Accidents d'avions-BPS en Suisse

A ce jour nous recensons au moins trois accidents d'avions-BPS en Suisse qui ont fait l'objet d'une enquête :

- Accident de l'avion Cirrus SR20 HB-KHA du 2 juillet 2006 au col du Saint-Gothard

Le 2 juillet 2006 un avion Cirrus SR20 HB-KHA est entré en collision avec le terrain à environ 100 mètres en dessous du col du Saint – Gothard dans la région du val Tremola. L'accident est consécutif à une technique de vol inappropriée. Les deux occupants, grièvement blessés, ont pu cependant quitter l'épave par leurs propres moyens. L'avion a été détruit, il n'y pas eu d'incendie.

Le propriétaire de l'avion a informé l'enquêteur par téléphone que l'avion était équipé d'un BPS. Il a été informé qu'il n'y aurait aucun danger à manipuler le système pour autant que l'on ne tire pas la poignée de déclenchement. L'épave a été transportée par hélicoptère dans une totale ignorance des dangers encourus, et déposée dans un hangar sur l'aérodrome d'Ambri.

Le 3 juillet seulement, l'enquêteur a eu un contact téléphonique avec le fabricant du Cirrus. Celui-ci lui a expliqué que l'on ne devait pas toucher à l'épave tant qu'un spécialiste de Cirrus n'avait pas désamorcé le BPS. Le 4 juillet ce spécialiste est arrivé sur l'aérodrome d'Ambri.

- Accident du 22 octobre 2008 de l' avion Cirrus SR22 N467BD sur l'aéroport de Zurich faisant 4 victimes

Peu après l'annonce de l'accident, le collaborateur de permanence du SESA a déduit, sur la base du type d'avion, que celui-ci était équipé d'un BPS. Une discussion entre l'enquêteur et les secouristes a permis de conclure que le BPS n'avait très certainement pas été actionné ni pendant le vol et ni lors de l'impact au sol. A cet instant, les secouristes n'étaient pas conscients du danger qu'ils encourraient avec un BPS armé. Cependant, ils n'ont pas tenté de désamorcer le système.

Attendu qu'en Europe il n'y avait pas de spécialiste apte à désamorcer le système de manière appropriée, le constructeur a immédiatement dépêché un expert qui est arrivé à Zurich le lendemain. Entretemps les sapeurs-pompiers de l'aéroport avaient évacué l'épave avec le système BPS armé. Cette évacuation de l'épave a été faite sous la propre responsabilité de l'aéroport. L'épave se trouvait à une centaine de mètres du seuil de la piste 14. Cette évacuation a été ordonnée afin de pouvoir remettre en exploitation la piste 14. Par la suite l'expert dépêché par le constructeur a désamorcé et démonté les pièces pyrotechniques du BPS.

- Accident du 6 août 2009 de l'avion MCR-4S 2002 F-PEPU à Samedan.

Le 6 août 2009, à 14 h 14 min un avion Dyn'Aero MCR-4S, F-PEPU a décollé de l'aérodrome de Samedan. Il était au bénéfice d'un certificat de navigabilité spécial de la classe 2 pour les avions construits à partir d'un kit. En raison d'une technique de décollage inappropriée l'avion est entré en collision avec le terrain. L'avion était équipé d'un BPS. Afin d'éviter de

déclencher le BPS lors de la manipulation de l'épave, il était impératif de le désamorcer.

Dans l'épave il n'y avait aucune information concernant le désamorçage du BPS. Seule l'étiquette collée à la surface extérieure du fuselage donnait des indications préconisant de prendre contact avec le fabricant du système BPS. Personne n'a pu être atteint.

Lors de l'impact le réservoir à carburant a été abîmé et le carburant AV-GAS s'est répandu sur les lieux de l'accident. De ce fait il régnait un grand danger d'incendie et d'explosion. L'épave n'a pu être évacuée que le lendemain matin.

1.5 Motif de l'enquête

Comme déjà mentionné, le BPS contient des explosifs.

Les mesures de sécurité exigées par le constructeur pour la manipulation de l'épave après un accident ont attiré l'attention du SESA.

Le SESA estime que le désamorçage du BPS ne peut pas se faire en toute sécurité par les secouristes, respectivement les sapeurs-pompiers avant le sauvetage des occupants. Il considère que ceci constitue un risque de sécurité. Jusqu'à ce jour, en Suisse, il a fallu recourir à des spécialistes fournis par le constructeur de l'avion, ce qui a retardé les opérations de sauvetage. Une telle procédure n'est pas compatible avec celles en vigueur pour les sauvetages.

Un désamorçage non effectué ou incomplet peut mettre en danger les occupants et/ou les secouristes lors de l'évacuation de l'épave.

1.6 But de l'enquête

Le SESA s'est donné comme objectif d'analyser le BPS et de proposer des procédures d'exploitation et de sauvetage qui correspondent aux normes actuelles.

1.7 Rapport d'enquête

Dans le chapitre 1 sont exposés les faits établis sur la situation actuelle, les motifs et les objectifs de l'enquête.

Dans le chapitre 2 sont expliqués, les détails, la fonction des différents composants et des explosifs du BPS.

Dans le chapitre 3 sont mentionnées les mesures préventives à prendre avec des avions-BPS.

Dans la chapitre 4 figurent les recommandations du SESA lors d'interventions consécutives à des accidents d'avions-BPS.

1.8 Avions et catégories d'avions - BPS

1.8.1 Inventaire des avions-BPS

L'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) ne dresse pas d'inventaires des avions-BPS, ce qui signifie qu'à ce jour, il n'est pas possible de savoir quels avions immatriculés en Suisse sont équipés d'un BPS.

1.8.1.1 Cirrus SR 20 et SR 22

Les avions de ce type ont été équipés en usine d'un BPS appelé *Cirrus Airframe Parachute System* (CAPS).

Dans le manuel de vol des Cirrus SR22 est inscrit:

“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). (.....) “

De ce fait, le BPS est une partie intégrante de la certification de l'avion, ainsi ce-lui-ci n'est pas autorisé à voler sans BPS.

1.8.1.2 *Ecolight*

Par une information du 5 novembre 2002, le Département fédéral de l'environnement, des transports, de l'énergie et de la communication a diffusé la décision d'autoriser les avions *Ecolight* en Suisse. Les avions ultralégers (ULM) ne font pas partie de cette catégorie.

La norme *Ecolight* valable en Suisse autorise une procédure de certification simplifiée. Aussi, considérant cette particularité, les autorités de certification autorisent une masse forfaitaire additionnelle de 22,5 kg, pour l'emport d'un BPS, à la masse maximale au décollage de 300 kg pour les monoplaces et de 450 kg pour les biplaces.

1.8.1.3 *Very Light Aircraft*

La masse des *Very Light Aircraft* – VLA est limitée à 750 kg. De ce fait les autorités de certification n'autorisent pas de masse additionnelle pour l'emport d'un BPS.

Beaucoup d'avions VLA sont des avions *Ecolight* qui remplissent par contre les normes VLA.

1.8.1.4 Cessna 172 et 182

Un fabricant de BPS a fait établir un *Supplement Type Certificate* – STC qui autorise à équiper ultérieurement des Cessna 172 et 182 de BPS. Pour ces types d'avions le BPS n'est qu'une sécurité supplémentaire, mais ne fait pas partie de la certification.

1.8.1.5 Avions de la catégorie « expérimentale »

Certains avions de catégorie « expérimentale », sont équipés d'un BPS. Ces avions sont fabriqués en principe par leur propriétaire, sous la surveillance de l'autorité compétente.

1.9 Documents utilisés

1.9.1 Manipulations d'explosifs – Bases légales et directives

Pour l'analyse en cause, le SESA prend en considération les bases légales et directives suivantes:

- Loi fédérale sur les substances explosibles 941.41
- Ordonnance sur les substances explosives 941.411
- Traçabilité des matières explosives - OFFT
- ICAO Doc 315 „*Hazards at Aircraft Accident Sites*”:

1.9.2 Documents

Pour les descriptifs et analyses contenus dans ce rapport, le SESA a utilisé les documents suivants:

- Rapport d'Armasuisse: *Thermal behavior of BRS 440 and BRS 601 rockets* Annexe 1
- Note de service du SESA relative aux questions et réponses de Cirrus du 1^{er} février 2008 Annexe 2
- *Safety Recommendation du National Transportation Safety Board* Rapport du 29 avril 2004, Ref. A-04-36 through -41 Annexe 3
- *BRS Ballistic Parachutes: Information for Emergency Personnel* Annexe 4
- *Aviation safety recommendations and advisory notices Output No R20040095* du Australian Transport Safety Bureau Annexe 5
- Rapport du Bureau de la sécurité des transports du Canada : Rapports aviation – 2010 – A10O0101 Annexe 6
- *ICAO State letter « Rocket deploy parachute »* Annexe 7
- *Aerodrome Safety Circular – Transport Canada* Annexe 8

2 Enquête

Lors de l'établissement de ce rapport, pour des raisons économiques et de délais, le SESA a concentré son analyse sur le BPS de l'entreprise *Ballistic Recovery Systems Inc.*

2.1 Description du BPS

Un BPS est un système de sauvetage qui permet à un avion et ses occupants de descendre jusqu'au sol suspendus à un parachute.

Il se compose d'un parachute placé dans un container, d'une fusée, d'une unité d'extraction et de mise à feu, de suspentes et de sangles d'attache.

Le parachute de sauvetage, les sangles et une partie des suspentes sont empaquetés et fixés dans ou à l'avion. Ce parachute est fixé à la structure de l'avion au moyen de sangles d'attache et de suspentes.

Les suspentes sont en matière synthétique ou en acier. Elles sont souvent noyées ou collées dans, ou, sur le fuselage et, se déploient lors de l'ouverture du parachute.

Le système de sauvetage est déclenché par le pilote en tirant une poignée. Cette manipulation allume une petite fusée qui propulse le parachute fixé à l'avion. Si le BPS se trouve à l'intérieur du fuselage de l'avion la fusée passe tout d'abord à travers le couvercle du fuselage et entraîne le paquet contenant le parachute à travers cette ouverture.

La position du couvercle sur le fuselage à l'endroit d'où part la fusée varie selon le type d'avion. La trajectoire de la fusée, après sa mise à feu, peut s'écartez jusqu'à 15° de la trajectoire prévue lors de son installation.

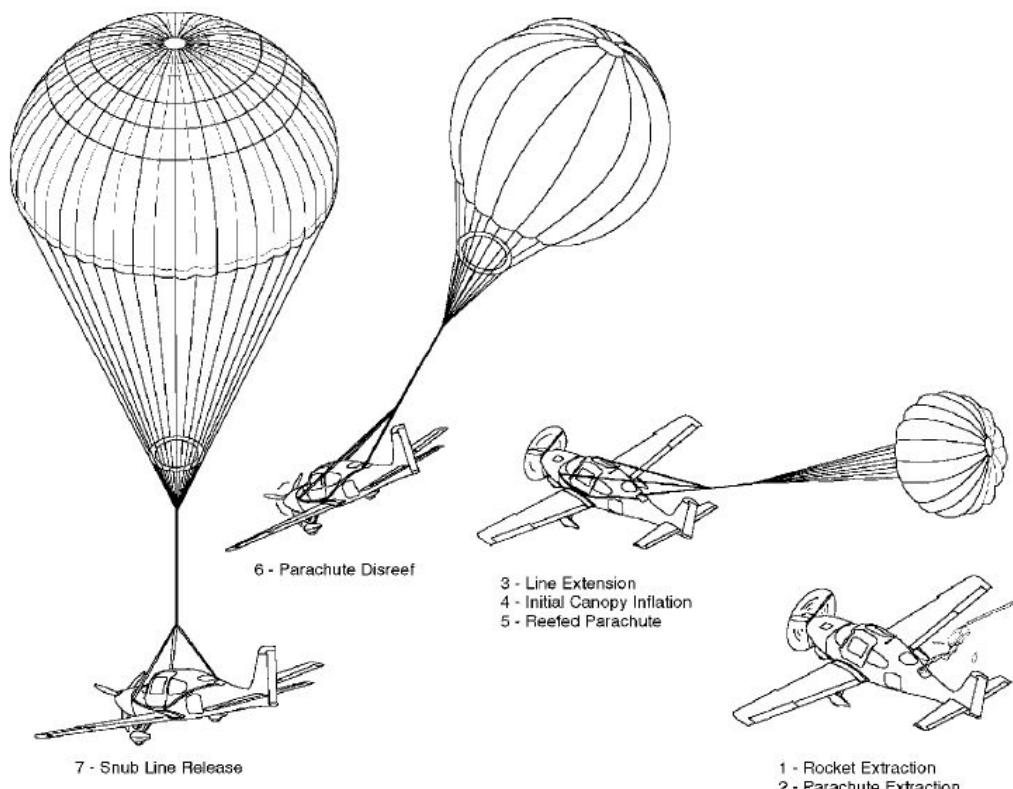


Illustration 1: Ouverture du CAPS (*Cirrus Airframe Parachute System*)

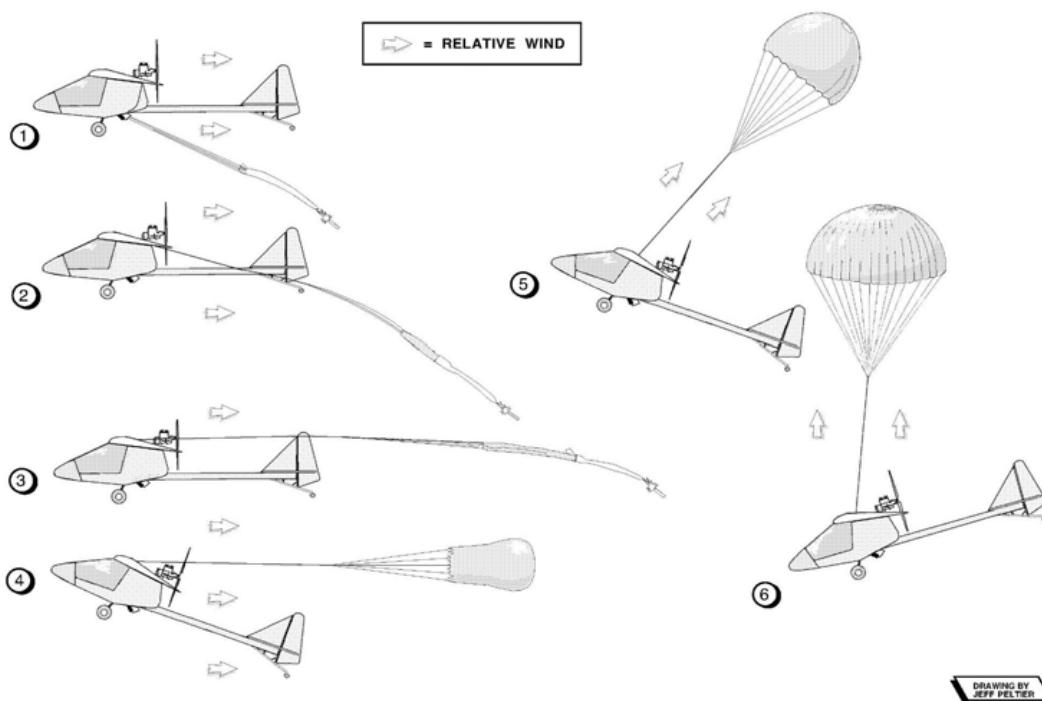


Illustration 2: Ouverture du BPS sur un VLA – (*Very light aircraft*)

2.1.1 Fusée

L'ensemble de la fusée se compose d'un tube de guidage, d'une unité de mise à feu - composée d'un percuteur, d'un explosif d'amorçage et d'une charge d'appoint – et de la fusée à combustible solide elle-même. La fusée à combustible solide est souvent appelée le moteur de la fusée. C'est l'unité qui quitte l'avion après son allumage et tire avec elle le paquet du parachute relié par des suspentes à la structure de l'avion.

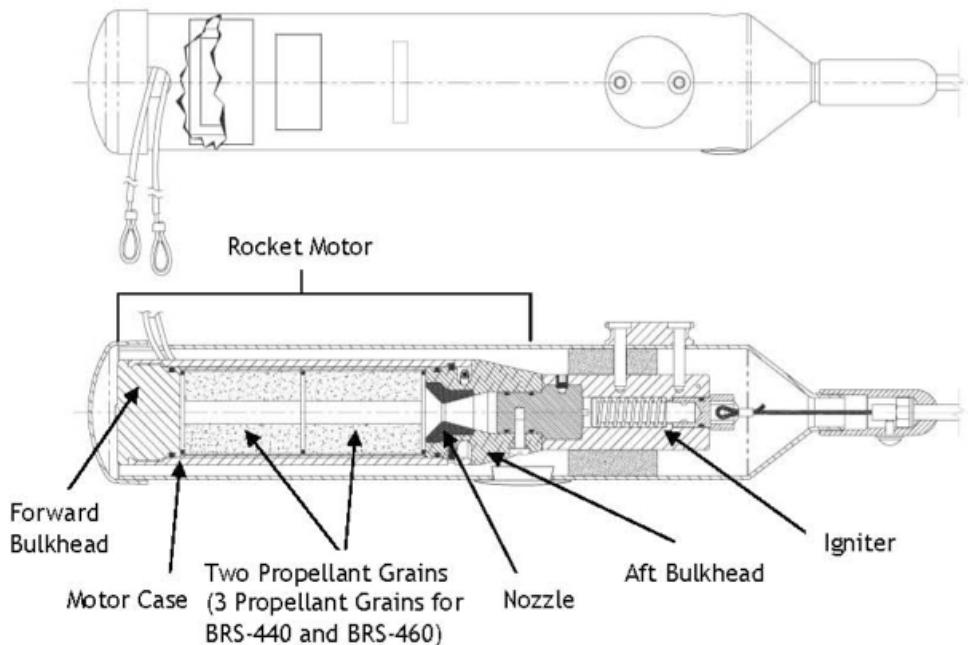


Illustration 3: Vue en coupe d'une fusée

La fusée ainsi que le percuteur contiennent des explosifs.

Des fusées de différentes grandeurs sont installées en fonction de la taille, du type et de la masse maximale autorisée de l'avion.

La fusée est solidaire de l'avion, c'est-à-dire qu'elle est fixée à sa structure.

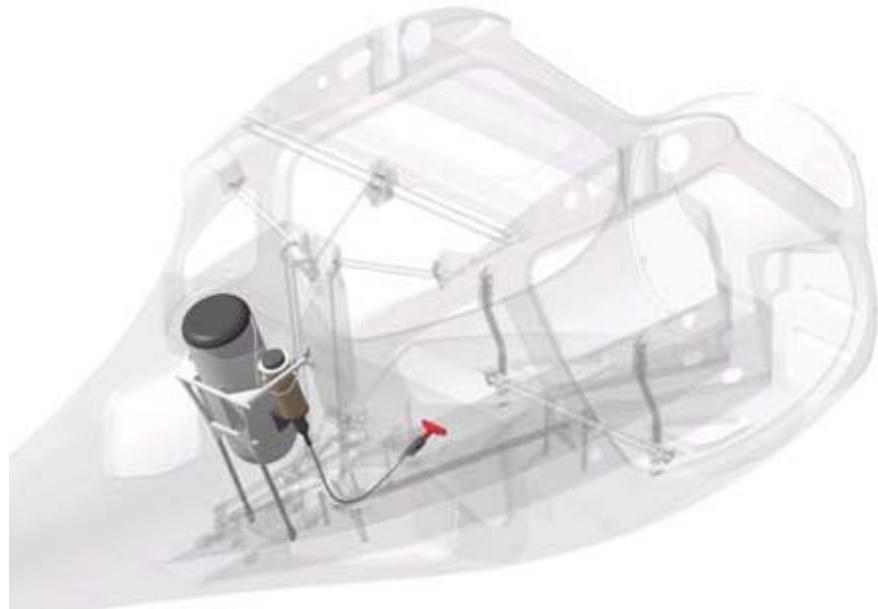


Illustration 4: Exemple d'installation d'un BPS

Selon le manuel de l'avion, le pilote doit lors de la préparation de l'avion pour le vol, armer le BPS de manière à ce que, lors d'une situation d'urgence, il n'ait plus qu'à tirer la poignée pour déclencher la fusée.



Illustration 5: Poignée permettant d'actionner le BPS

L'unité de mise à feu et le tube de guidage restent rattachés à la structure de l'avion après le tir de la fusée.

2.1.2 Parachute

Le BPS utilise principalement 3 différents types d'emballage de parachute:

- a) Emballage container: le parachute est comprimé dans un container cylindrique. Le bout de câble de la fusée est relié au parachute sous le couvercle du container. Lors de la mise à feu de la fusée le couvercle du container est arraché et la fusée tire le parachute hors du container. Cet emballage est résistant aux intempéries.



Illustration 6: Parachute dans son emballage container

- b) Emballage VLS: Dans le cas du *vertical launch system* – système de tir vertical – le parachute est comprimé dans un container trapézoïdal en plastique. Lors de la mise à feu de la fusée le couvercle rectangulaire du container est arraché, et le parachute est tiré hors de celui-ci. Le système VLS convient uniquement lorsque la fusée quitte l'avion verticalement; il est essentiellement utilisé lorsque l'emballage du parachute est monté à l'extérieur de l'avion – par exemple au-dessus de l'aile. L'emballage résiste aux intempéries.



Illustration 7: Parachute emballé dans un container trapézoïdal

- c) Emballage en tissu: dans cet emballage le parachute est comprimé à l'intérieur d'une fourre en tissu, de forme rectangulaire, fermée par une bande velcro. La bande velcro est également arrachée lors de la mise à feu de la fusée , et le parachute est extrait hors de sa fourre. Cette fourre n'est pas résistante aux intempéries.



Illustration 8: Parachute dans la fourre munie d'une fermeture velcro

Certains BPS sont équipés d'une suspente de parachute munie d'un sectionneur actionné par une faible quantité d'explosif. Ce sectionneur sert à rallonger cette suspente après l'extraction du parachute de façon à ce que l'avion soit suspendu de façon équilibrée.

2.1.3 Unité de mise à feu

L'amorçage de l'unité de mise à feu, aussi appelée capsule d'allumage, se fait mécaniquement. L'unité de mise à feu se compose d'un percuteur, d'un ressort en acier, d'un piston auquel est fixé le câble de déclenchement et de deux petites capsules de mise à feu. Chaque petite capsule de mise à feu possède son percuteur et son explosif d'amorçage qui sert à la mise à feu de la charge d'appoint. Dans la position initiale le percuteur et le piston sont maintenus ensemble par deux petites billes en acier. Ces billes sont maintenues dans leur position par la paroi interne de l'unité de mise à feu.

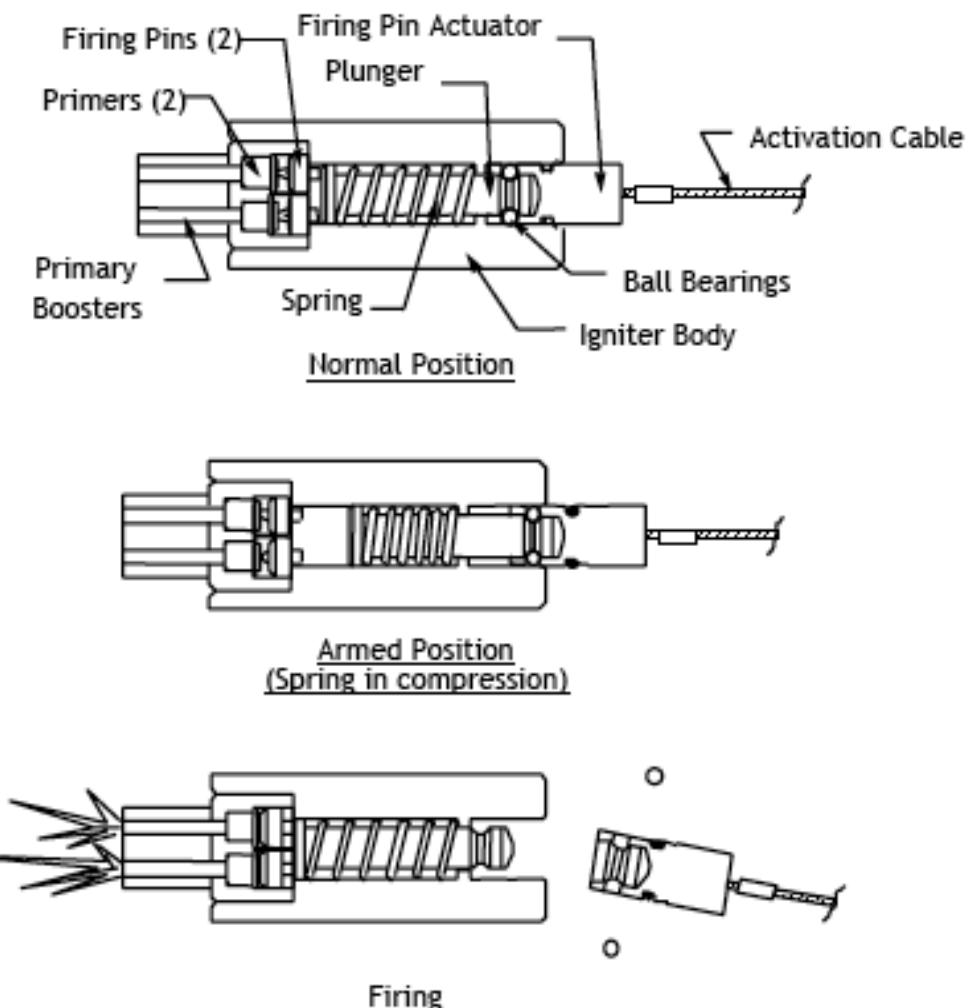


Illustration 9: Fonctionnement de l'unité déclenchement et de mise à feu

Lorsque la poignée du câble de déclenchement est actionnée, le percuteur est mis en tension et le piston de l'unité de mise à feu est retiré. Après un déplacement du piston d'environ 13 mm, les billes se séparent et libèrent ainsi le percuteur.

Le percuteur frappe les petites capsules de mise à feu qui, à leur tour, mettent à feu la charge d'appoint.

Dans la position initiale le percuteur est détendu.

2.1.4 Le moteur de la fusée

La construction et le fonctionnement des différentes grandeurs de fusées sont semblables.

La fusée est composée d'un tube, généralement en métal, fermé à une des extrémités, dans lequel se trouve le combustible. L'autre extrémité du tube est partiellement obstruée par un anneau fixe. Cet anneau sert de tuyère pour les gaz de combustion. La fusée est intégrée à l'unité de mise à feu qui, par la tuyère, provoque le tir de la fusée. (voir chap. 2.1.3 « Unité mise à feu »)



Illustration 10: Fusée ouverte

La fusée sort du tube de guidage après son allumage et tire le parachute à l'aide du câble. Le tube de guidage et l'unité de mise à feu restent fixés à l'avion.



Illustration 11: Fusée et unité de mise à feu

2.2

Examen de la fusée du BPS

Le SESA a constaté que tous les rapports d'enquêtes en relation avec des accidents d'avions-BPS mettent l'accent sur les dangers que représentent de tels systèmes de sauvetage et soulignent qu'il faut être très prudent lors de manipulations mécaniques de ces systèmes. Il n'y a que très peu d'informations disponibles sur le comportement thermique de la fusée lors d'incendie et sur la sensibilité des explosifs de la fusée.

C'est la raison pour laquelle le SESA a décidé d'examiner le comportement thermique de la fusée – composée du tube de guidage, de l'unité de mise à feu et de la fusée elle-même – et le niveau de la sécurité lors de la manipulation des explosifs qu'elle contient.

Les deux types de fusées qui ont été examinés sont utilisés dans les BPS de l'entreprise *Ballistic Recovery Systems Inc.*

Les deux types de fusées sont:

<u>BRS – 440</u>	Approprié pour des avions de MTOM de 475 kg
Dimensions de la fusée y c. l'unité de mise à feu:	Diamètre env. 55 mm; longueur env. 360 mm
Temps minimum de combustion:	1,25 secondes
Poussée minimale:	87 lbs; 386 Newton
Dimensions de la fusée:	Diamètre env. 45 mm; longueur env. 250 mm
Poids de la fusée y c. boîtier :	env. 0.7 kg
Dont poids net d'explosif:	204,6 g
 <u>BRS - 601</u>	 Approprié pour des avions de MTOM de 600 kg
Dimensions de la fusée y c. l'unité de mise à feu:	Diamètre env. 75 mm; longueur env. 325 mm
Temps minimum de combustion :	1,70 secondes
Poussée minimale:	135 lbs; 600 Newton
Dimensions de la fusée:	Diamètre env. 64 mm; longueur env. 175 mm
Poids de la fusée y c. boîtier :	ca. 1 kg
Dont poids net d'explosif:	374,6 g

Le SESA a identifié des systèmes BPS dont la poussée de la fusée peut atteindre 1470 N.

2.2.1

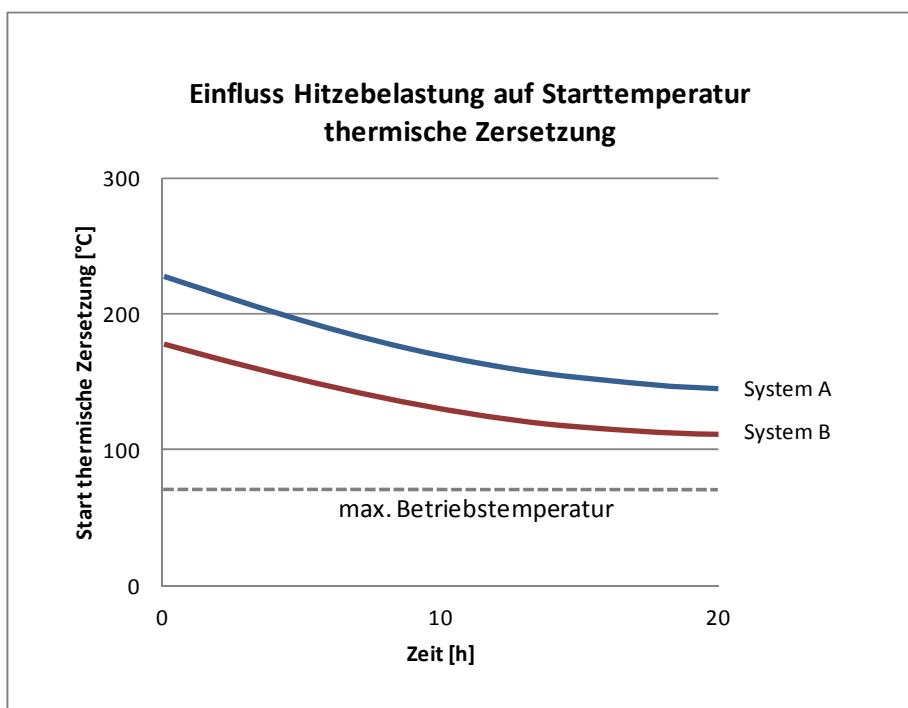
Principes fondamentaux du comportement thermique des explosifs

Les températures maximales d'entreposage et d'exploitation de systèmes fonctionnant avec des explosifs sont données par le fabricant.

En règle générale les températures maximales d'entreposage et d'exploitation se situent entre 60 et 70°C. Un dépassement momentané de ces températures ne constitue pas un danger pour autant. Mais si le système est entreposé sur de longues périodes – de l'ordre de plusieurs semaines ou mois - à la température maximale ou si celles-ci sont fréquemment dépassées, le vieillissement naturel des explosifs est accéléré, ce qui a comme conséquence une réduction de leur stabilité thermique et mécanique.

Les explosifs se décomposent lors d'un fort échauffement, par ex. lors d'un incendie, en libérant de l'énergie. La température de réaction, à laquelle la décomposition thermique commence, est dépendante principalement du type d'explosif et de la durée d'exposition à la charge thermique. Pour des poudres propulsives courantes de fusée, la température de réaction, selon la composition, se trouve entre 180° et 220°C. Lors d'une exposition à des charges thermiques de longue durée, par ex. plusieurs heures à proximité d'un feu, cette température est de 60° à 80°C inférieure.

Si la décomposition thermique a commencé à l'intérieur d'une fusée suite à l'exposition à une charge thermique, l'explosif peut, même après avoir été refroidi de l'extérieur, brusquement se transformer. Selon le type de combustible de fusée et des conditions environnementales, cette réaction peut avoir lieu plusieurs heures plus tard.



Les explosifs subissent un vieillissement chimique et physique naturel qui peut, avec le temps, altérer la qualité de leur fonctionnement et leur sécurité lors de leur manipulation. C'est pour cette raison que les fabricants de systèmes contenant des explosifs définissent une longévité (*shelf life*) spécifique.

2.2.2 Comportement de la fusée lors d'une augmentation très rapide de la température ambiante, simulation d'un gros incendie (*Fast Cook Off – FCO Test*).

Lors de ce test, 4 fusées complètes, c-à-d, tube de guidage, unité de mise à feu et fusée ont été exposées à une flamme d'env. 1000°C, provoquant un échauffement rapide de l'unité de mise à feu et de la fusée qui se trouvaient à l'intérieur du tube de lancement.

Après 129, respectivement 145 secondes, les deux fusées BRS - 440 ont eu une réaction violente sous forme d'une combustion rapide, voire d'une explosion de la fusée. Il n'y a pas eu de réactions du matériau d'allumage, pas plus que de l'une des fusées et de la charge d'appoint. Les calottes de fermeture des fusées des deux fusées montées sur le dispositif d'essai ont été éjectées de leurs supports à haute vitesse. Dans l'une des fusées, on a trouvé des résidus relativement importants de combustible de fusée n'ayant pas réagi.

Lors du test des deux fusées BRS – 601, la réaction a eu lieu après 43, respectivement 69 secondes, sous la forme d'une combustion rapide, voire d'une explosion. Tous les matériaux explosifs de l'unité de mise à feu et de la fusée se sont complètement transformés. De par la violence de la réaction, la fusée s'est séparée de son attache et a traversé une tôle témoin en aluminium d'une épaisseur de 2 mm qui se trouvait à 2 m.

Les résultats des essais de la 2^{ème} fusée sont similaires aux résultats de la première.

2.2.3 Comportement de la fusée lors d'un réchauffement lent de la température ambiante, simulation de la proximité d'un feu (Slow Cook Off – SCO test).

Pour ce test, la fusée sans l'unité de mise à feu et sans le tube de guidage, a été réchauffée lentement dans un récipient isolé. Avant le test, 14 g de combustible de fusée ont été prélevés afin de pouvoir procéder à d'autres essais. Lors de l'essai, la fusée était donc remplie de 200 g. de combustible et non pas de 214 g. Pour l'essai la tuyère de la fusée a été obstruée avec un petit disque en aluminium de 10 mm d'épaisseur afin d'avoir le même étranglement qu'avec l'unité de mise à feu.

Le taux d'augmentation de la température lors de l'essai a été de 15°C/h.

Lors de cette expérience la réaction a eu lieu à 207°C après 10 h d'augmentation de la température.

Cette réaction s'est manifestée par une explosion durant laquelle le boîtier en aluminium de la fusée a volé en éclat.



Illustration 12: Résultats des tests et fragments

2.2.4 Analyse calorimétrique différentielle, DSC (*Differential Scanning Calorimetry*)

Ce test permet, avec une petite quantité de matériaux d'essais, de déterminer leur comportement thermique. On peut, avec ce test, déterminer à quelle température l'explosif se décompose thermiquement et sous quelle forme la réaction a lieu.

La température de la décomposition et de la réaction thermique dépend du gradient d'augmentation de l'échauffement de l'explosif.

Les analyses DSC ont donné les résultats suivants :

1. La limite de stabilité des explosifs de la fusée est de 150°C (gradient de réchauffement 15°/h).

Les explosifs qui ont subi un processus de vieillissement, ainsi que les explosifs d'autres fabricants, peuvent avoir une limite de stabilité inférieure.

2. Les explosifs de la fusée ont, en comparaison avec les matériaux de mise à feu des charges d'appoint, une température de stabilité inférieure.

3. Les explosifs de mise à feu ont une limite de stabilité supérieure de 40°C à ceux de la fusée, et les explosifs de la charge d'appoint d'environ 80°C.

Les résultats des analyses DSC permettent les conclusions suivantes:

Tant qu'une fusée BPS n'est pas chauffée à une température correspondant à celle de la limite de stabilité du combustible de la fusée on peut exclure une réaction spontanée.

2.2.5 Sensibilité aux décharges électrostatiques

Les trois matériaux explosifs de la fusée, de la charge d'appoint et du percuteur ont été analysés lors de ces essais.

Des particules de matériaux d'essais sont soumises à des décharges électrostatiques afin de déterminer quand ont lieu les premières réactions.

Les essais ont démontré qu'aucun des trois explosifs n'est sensible à des décharges électrostatiques humaines.

La valeur la plus basse a été constatée sur l'explosif du percuteur lors de décharges électrostatiques de 560 mJ.

En pratique on s'attend à ce qu'une valeur 10 fois plus faible puisse être émise par un être humain.

2.2.6 Sensibilité aux frottements et aux chocs

Ces essais ont uniquement été faits avec l'explosif contenu dans la fusée.

Lors des essais aux frottements, des particules de matériaux ont été placées entre deux surfaces rugueuses et sont frottées sous charge. L'augmentation graduelle de la charge, a permis d'observer l'apparition des premières réactions.

Lors des essais aux chocs, des particules de matériaux ont été frappées par un percuteur. L'énergie de l'impact était produite par une masse tombante. En l'augmentant graduellement on constate à partir de quelle énergie les premières réactions ont lieu.

Lors des essais, les premières réactions ont eu lieu à 96 N pour les frottements et à 6 J pour les chocs. Les résultats permettent de constater que la sensibilité aux chocs et aux frottements des matériaux testés est modérée.

Le combustible de la fusée et de la charge d'appoint des BRS - 440 contiennent de la poudre de magnésium. Lors de l'extinction de ces explosifs à l'aide d'eau il se forme de l'hydrogène et par conséquent il peut se produire une explosion.

3 Recommandations pour les mesures préventives à prendre pour les avions-BPS

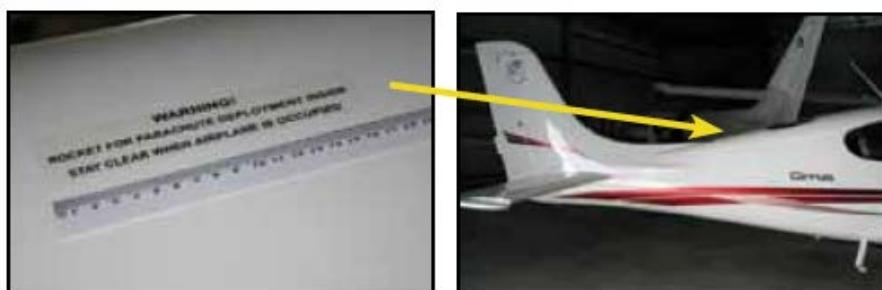
Les recommandations proposées dans ce rapport s'adressent aux autorités de surveillance, aux fabricants et aux organismes de sauvetage.

L'applicabilité situationnelle et l'efficacité de ces recommandations doivent être examinées et évaluées par les spécialistes de ces organismes.

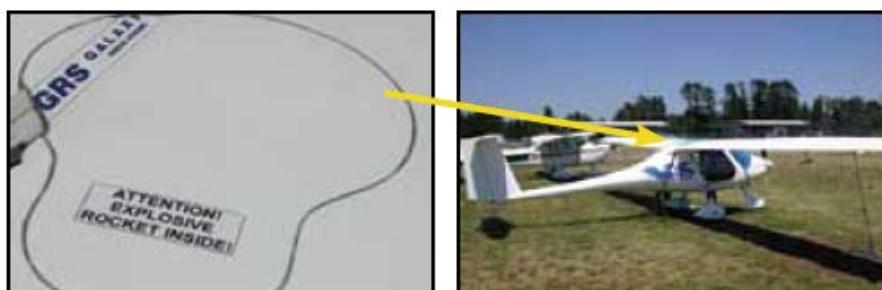
3.1 Identification des avions-BPS

3.1.1 Déficit de sécurité

Actuellement ces avions sont pourvus de petites étiquettes autocollantes de 40 mm de côté. Ces étiquettes avertissent des dangers du BPS et donnent comme directive aux secouristes d'appeler un numéro de téléphone aux Etats Unis avant de commencer le sauvetage.



Cirrus aircraft warning decal



Pipistrel Virus aircraft warning decal

Illustration 13: Identification actuelle des avions-BPS

3.1.2 Recommandation de sécurité no. 444

Comme première mesure immédiate à prendre: les avions-BPS doivent être identifiables d'une manière plus visible. Les avions doivent être identifiés au moyen d'une grande étiquette triangulaire d'avertissement de danger, d'environ 40 cm de côté, collée sur le fuselage. Cette étiquette, d'une couleur voyante, avertit que l'avion est équipé d'un système BPS, pouvant représenter un danger lors de travaux de sauvetage. Avant de commencer ces travaux les secouristes doivent téléphoner à la REGA qui les informera de la marche à suivre. Les mesures complémentaires suivantes doivent en outre être prises:

- Sur la cellule de l'avion le panneau de sortie de la fusée doit être clairement identifié.
- Sur la cellule, les endroits où on peut la sectionner en cas de désincarcération des occupants doivent être identifiés.

En cas de doutes quant à la présence d'un BPS, les secouristes doivent procéder comme s'il y en a un.

3.2 Inventaire des avions - BPS

3.2.1 Déficit de sécurité

Lors de l'annonce d'un accident il n'est actuellement pas possible de savoir si l'avion impliqué est équipé d'un BPS.

3.2.2 Recommandation de sécurité no. 445

L'OFAC doit informer, par le registre des aéronefs sur leur site internet, si un avion est équipé d'un BPS.

Le collaborateur de permanence du SESA, respectivement la REGA, peut après l'annonce d'un accident contrôler si l'avion accidenté est équipé d'un BPS et informer les intervenants concernés sur les dangers encourus.

3.3 Surveillance de température d'un avion - BPS

3.3.1 Déficit de sécurité

Comme expliqué au point 2.2.3 les fusées de BPS peuvent exploser après une augmentation lente de la température (SCO).

Le cas est identique si l'avion est exposé à un rayonnement thermique à proximité d'un foyer d'incendie.

3.3.2 Recommandation de sécurité no. 446

3.3.2.1 Sur les fusées des BPS

Les BPS doivent être pourvues, le plus près possible des fusées, d'indicateurs de température (p.ex. Telatemp). Ces indicateurs de température changent de couleur lorsque certaines températures sont dépassées.

Le contrôle de ces indicateurs de température doit être intégré par exemple, dans la check-list du contrôle au sol de l'avion.

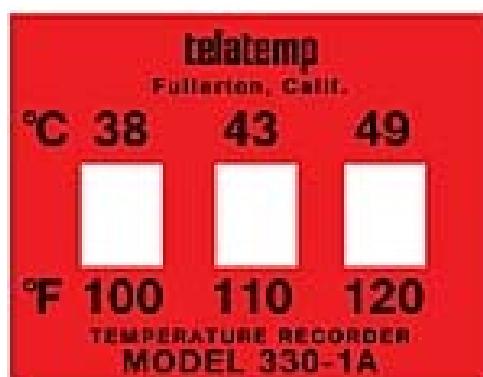


Illustration 14: Indicateur de température Telatemp

3.4 Contrôle de la longévité résiduelle (*shelf life*)

La longévité des composants pyrotechniques d'un BPS est limitée.

Cette longévité doit être définie par le fabricant du BPS en considérant les températures d'entreposage et d'exploitation. Ceci doit être indiqué dans les documents d'entretien.

Les explosifs exposés pendant une certaine durée à des températures plus élevées que les températures de stockage et d'exploitation recommandées vieillissent plus rapidement, ce qui diminue la stabilité de l'explosif (voir chap. 2.2.1).

3.4.1 Déficit de sécurité

Il n'y a pas actuellement de contrôle systématique de la longévité, ni de contrôle des températures d'entreposage et d'exploitation du BPS.

3.4.2 Recommandation de sécurité no. 447

Le contrôle de la longévité des BPS doit être intégré dans les check-lists des avions, respectivement dans les programmes et les documents d'entretien des avions. Il faut considérer les dépassements des températures d'entreposage et d'exploitation, ainsi que la durée de ces dépassements.

3.5 Sécuriser les BPS contre un déclenchement par inadvertance

Dans les avions-BPS le mécanisme de déclenchement est activé par une poignée et un câble. La course de déclenchement est d'environ 13 mm. Comme sécurité supplémentaire la poignée est sécurisée par l'équipage avec une goupille de façon à éviter un déclenchement par inadvertance.

3.5.1 Déficit de sécurité

La poignée du mécanisme de déclenchement est fixée dans l'habitacle de l'avion. Le câble transmet le déclenchement du système de sauvetage à l'unité de mise à feu. Dans de nombreux cas la fusée avec son système de mise à feu est montée directement derrière les sièges.

Les secouristes peuvent provoquer par inadvertance une tension sur le câble de déclenchement, même lorsque la poignée est sécurisée, et ainsi activer la fusée. Ce danger est encore plus grand lorsque le mécanisme de déclenchement est mis sous tension lors de l'impact.

Le fabricant du Cirrus propose qu'après un accident on sectionne le câble de déclenchement à l'aide d'une pince spéciale (Felco) le plus près possible de l'unité de mise à feu.

Dans son rapport, le NTSB écrit que sectionner le câble à l'aide d'une pince spéciale peut être dangereux car lors du sectionnement on risque d'exercer une traction sur le câble.

3.5.2 Recommandation de sécurité no. 448

Les fabricants de BPS doivent examiner s'il est possible de séparer mécaniquement, à l'aide d'un système de sécurité, l'unité de mise à feu de la fusée.

3.6 Hangars dans lesquels se trouvent des avions-BPS

Lorsqu'un hangar à avions brûle, il y a un grand danger que les avions-BPS explosent. Lors des essais thermiques, il a été constaté que ces avions peuvent représenter un danger de mort pour les sapeurs-pompiers.

3.6.1 Déficit de sécurité

Actuellement les exploitants des aérodromes, respectivement leurs sapeurs-pompiers ou les sapeurs-pompiers locaux, ne savent pas si et où se trouvent dans leurs hangars des avions-BPS.

3.6.2 Recommandation de sécurité no. 449

3.6.2.1 Plan des hangars à avions

Il faut établir et afficher dans le bureau C des aérodromes et dans les locaux des sapeurs-pompiers un plan des hangars de l'aérodrome. Sur ce plan doivent être annotés clairement les endroits où se trouvent les avions-BPS.

3.6.2.2 Identification des hangars et contrôle de la température

Les hangars dans lesquels se trouvent des avions-BPS doivent être clairement identifiés de façon à ce qu'en cas d'incendie les équipes d'intervention puissent agir en conséquence.

Les hangars doivent être équipés de thermomètres à maxima de façon à ce que le personnel de surveillance puisse contrôler les valeurs des températures qui ont été atteintes.

3.7 Formation

3.7.1 Formation des équipages

3.7.1.1 Déficit de sécurité

Les exemples figurant au chapitre 1, permettent de déduire que les propriétaires et pilotes ne connaissent pas les dangers auxquels les exposent un BPS.

3.7.1.2 Recommandation de sécurité no. 450

L'OFAC doit garantir qu'une instruction sur le fonctionnement du BPS soit inclue dans les programmes de la formation des pilotes.

3.7.2 Formation des équipes d'intervention et des secouristes

3.7.2.1 Déficit de sécurité

Les exemples figurant au chapitre 1, permettent de déduire que le personnel d'intervention et les sapeurs-pompiers n'ont pas pris de précautions adéquates lors des interventions. Le personnel n'était ni informé, ni formé.

La proposition du fabricant de téléphoner aux Etats-Unis après un accident afin de demander l'assistance d'un spécialiste n'est pas réaliste. Lors d'un accident les occupants d'un avion peuvent être grièvement blessés et les secouristes doivent pouvoir accomplir leur mission avec célérité.

3.7.2.2 Recommandation de sécurité no. 451

Les organismes d'intervention potentiels sont à instruire quant aux risques auxquels ils sont exposés avec les systèmes BPS.

Ainsi il faut différencier entre:

1. La formation des équipes d'intervention sur les aéroports.
2. Les corps de polices cantonales, les secouristes, les sapeurs-pompiers.
3. Les équipes cantonales de déminage au travers des corps de polices cantonales
4. Les services de recherches et de sauvetage, *Search and Rescue (SAR)*

4 Procédures d'interventions lors d'accidents/incendies avec des avions-BPS

Les procédures d'intervention proposées dans ce rapport s'adressent aux autorités de surveillance, aux fabricants et aux organismes de sauvetage. La mise en œuvre situationnelle et l'efficacité de ces procédures d'intervention doivent être examinées et évaluées par les spécialistes de ces organismes.

Lors d'un accident ou d'un incendie dans lequel un avion - BPS est impliqué, il faut considérer la zone de sortie de la fusée comme dangereuse. Les services de sécurité et les secouristes doivent éviter cette zone lorsqu'ils s'approchent de l'avion.

4.1 Incendie dans un hangar

Dans ce chapitre on part du principe qu'il n'y pas de vie humaine à sauver. Contrairement à un accident d'avion, il ne s'agit pas d'une intervention de sauvetage mais d'une action d'extinction d'un incendie et de déblaiement.

4.1.1 Déficit de sécurité

Lors d'un incendie dans un hangar à avions, de très hautes températures peuvent être atteintes localement. Dans une telle situation, il est possible que des avions-BPS qui n'ont pas été directement impliqués dans l'incendie aient été exposés à des températures élevées. Comme expliqué dans le chapitre 2.2.3 (SCO) un tel rayonnement thermique peut provoquer l'explosion d'une fusée.

Le chef d'intervention qui arrive sur le lieu de l'incendie doit informer son équipe sur les dangers potentiels que représentent les BPS et rappeler les risques en cours.

En plus des mesures habituelles de sécurité en rapport avec les différents carburants, les matériaux de structure des avions et les risques d'un effondrement du hangar, il faut encore prendre les mesures supplémentaires suivantes:

- Contrôler les températures atteintes sur le thermomètre à maxima (voir chap. 3.6.2.2).
- Si les températures ne peuvent pas être évaluées ou mesurées avec certitude, il faut agir comme si elles-ci ont dépassé les 90°C ; l'intervention doit en conséquence se faire selon Chapitre 4.1.2.2.
- Etablir un périmètre de sécurité autour des avions-BPS.
- Assurer une quantité suffisante d'agents extincteurs et une capacité de refroidissement adéquate. Dans ce contexte il est à considérer que le combustible de la fusée et la charge d'appoint peuvent contenir de la poudre de magnésium qui mélangée à de l'eau produit de l'hydrogène qui agit comme un accélérateur d'incendie (danger d'explosion).

4.1.2 Recommandation de sécurité no. 452**4.1.2.1 Les températures atteintes sont inférieures à 90°C**

Si les températures indiquées sur le thermomètre à maxima sont inférieures à 90°C, ou que l'on peut admettre avec certitude que cette température n'a pas été atteinte, un membre de l'équipe d'intervention - équipé d'un habit de protection et d'un extincteur à CO₂ - peut s'approcher avec précaution de l'avion et contrôler les indicateurs thermiques sur les fusées. Si ceux-ci confirment que les températures n'ont pas dépassé 90°C on peut revenir en *Normal Operation* en appliquant les procédures standards.

4.1.2.2 Lorsque les températures atteintes sont supérieures à 90°C

Si des températures de plus de 90°C ont été atteintes ou que l'on peut admettre avec certitude que cette température a été dépassée, le chef d'intervention doit partir du principe qu'il y a un risque d'explosion de la fusée.

Le chef d'intervention doit alors maintenir son équipe en dehors du périmètre de sécurité, barrer la zone à risque et organiser l'équipe de déminage.

4.2 Accident d'un avion BPS avec incendie consécutif**4.2.1 Déficit de sécurité**

En cas d'incendie suite à un accident d'avion-BPS la fusée du BPS peut exploser suite aux effets thermiques. Comme décrit dans le chapitre 2.2.3 l'explosion projette des pièces métalliques qui peuvent mettre les secouristes en danger de mort. La *Federal Aviation Administration* des USA propose de respecter un périmètre de sécurité de 300 ft (env. 100 m) autour de l'épave.

4.2.2 Recommandation de sécurité no. 453

Les avions qui brûlent après un accident doivent être refroidis en respectant une distance de sécurité ainsi il peut être évité que la fusée du BPS explose au moment où les secouristes s'approchent de l'épave.

4.3 Accident d'un avion BPS sans incendie consécutif**4.3.1 Déficit de sécurité**

Lors du sauvetage des occupants, le risque est grand que, par inadvertance, on tire la poignée ou le câble de déclenchement du système conduisant à la mise à feu de la fusée et l'éjection du parachute. Les personnes présentes peuvent être atteintes par des objets projetés et les gaz de combustion de la fusée peuvent provoquer l'incendie de l'épave.

La solution proposée de sécuriser la poignée de déclenchement n'est pas suffisante. Le câble de déclenchement peut être en tension n'importe où dans la cabine ou la soute à bagages et ainsi armer le percuteur. Par la suppression soudaine de la tension du câble, la mise à feu peut être actionnée.

Comme l'indiquent les documents de la FAA et du NTSB le sectionnement du câble peut être dangereux.

Dans la même optique, il est concevable qu'un mécanicien déclenche la mise à feu par inadvertance lors de travaux d'entretien et de réparation d'avions – BPS.

4.3.2 Recommandation de sécurité no. 454

4.3.2.1 Blocage du câble de déclenchement

Une solution possible consisterait à bloquer le câble de déclenchement aussi près que possible de l'unité de mise à feu. Ceci pourrait être réalisé à l'aide d'une pince à sertir. La gaine du câble serait écrasée sur le câble et ainsi le bloquerait.

4.3.2.2 Housse de protection sur la fusée

Il est à vérifier s'il serait possible de fabriquer une housse de protection. Avant de commencer des travaux sur l'épave on pourrait recouvrir la fusée avec une housse de protection en matériau résistant comme par exemple le Kevlar. La fonction de cette installation serait comparable à celle d'un gilet pare-balles et en cas de déclenchement inopiné de la fusée, celle-ci resterait confinée dans la housse.

4.4 Evacuation d'une épave après un accident

Lors de l'évacuation d'une épave d'un avion BPS, équipé d'un BPS encore armé, il faut prendre certaines mesures et précautions. L'instabilité mécanique de l'épave peut avoir comme conséquences que, lors de sa manipulation, le câble soit tiré ce qui provoquerait la mise à feu de la fusée.

Lors de l'élimination d'une épave avec un BPS armé, il est impératif de demander l'intervention d'une équipe de déminage.

Payerne, 27 août 2012

Service d'enquête suisse sur les accidents

Ce rapport final a été approuvé par la direction du Service d'enquête suisse sur les accidents SESA (art. 3 al. 4g de l'Ordonnance sur l'organisation du Service d'enquête suisse sur les accidents du 23 mars 2011).

Berne, 11 juin 2013



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Federal Departement of Defence,
Civil Protection and Sport DDPS

Annexe 1

armasuisse
Science and Technology

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

Feuerwerkerstr.39, 3602 Thun / Switzerland
Tel. +41 33 228 28 00, Fax +41 33 828 28 41
E-Mail: wt@armasuisse.ch
www.armasuisse.ch

MANAGEMENT SYSTEM
ISO 9001/14001

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. Gerätekennblatt 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 µl 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

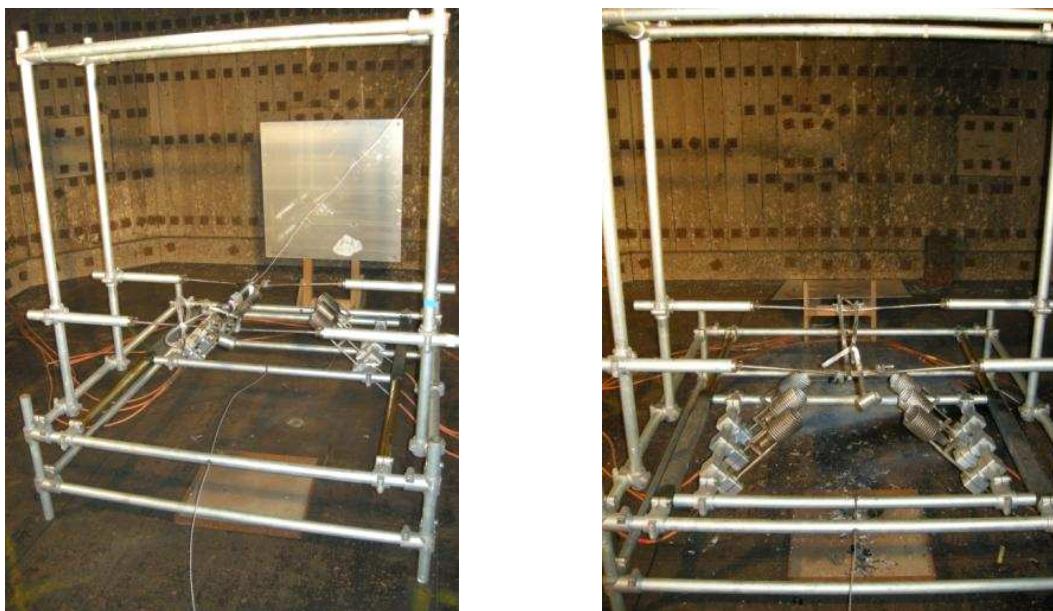


Fig. 4: FCO test V01 of BRS 440; before (left) and after the test (right).

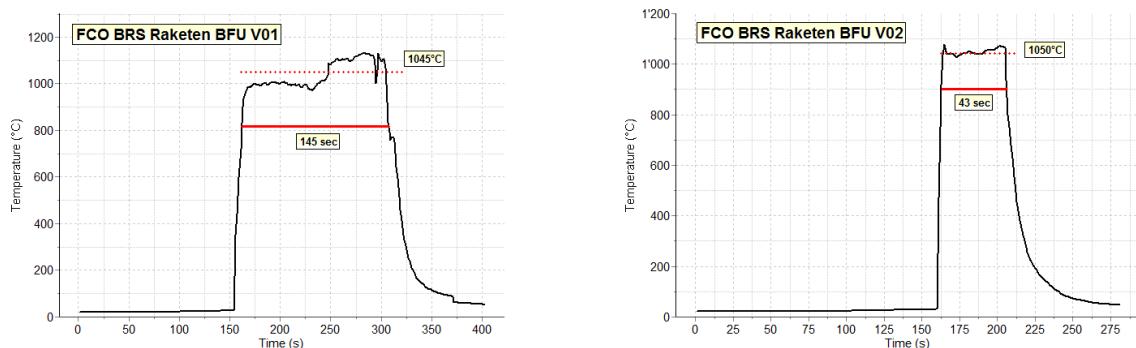


Fig. 5: FCO curves respectively for the BRS 440 (left) and the BRS 601 (right).



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.

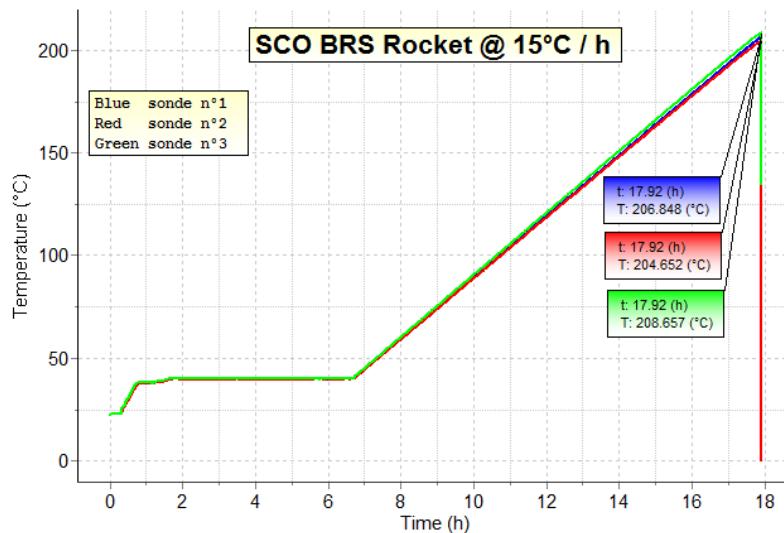


Fig. 9: SCO heating curves for the BRS 440 rocket at 15°C per hour.

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).

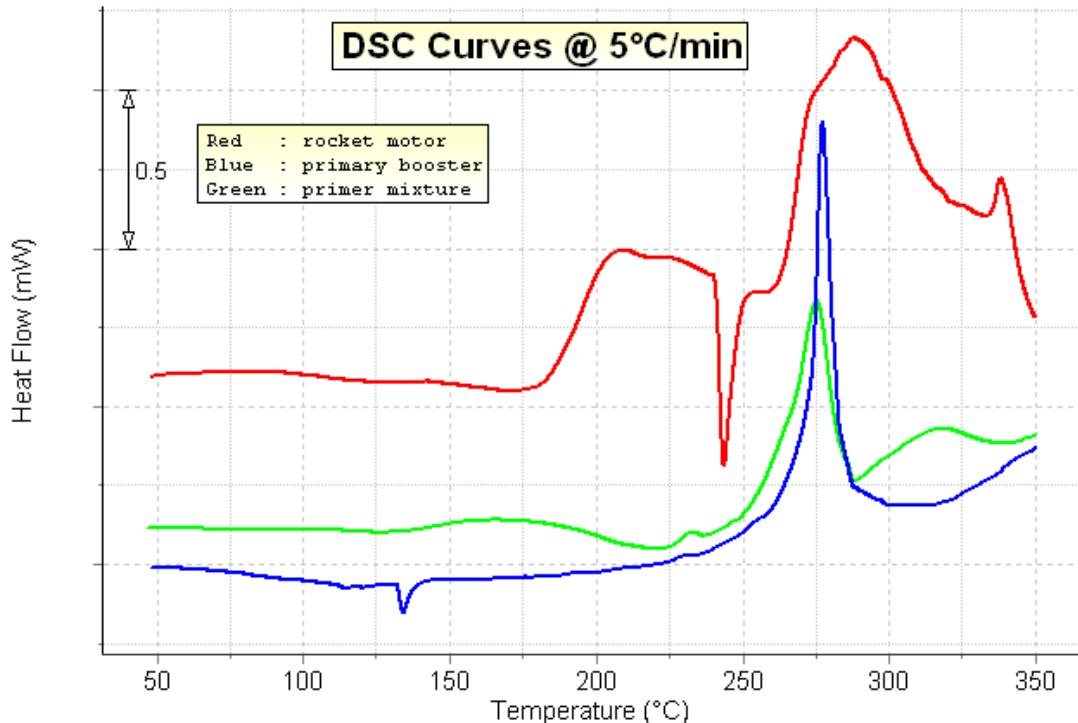
Samples		Electrostatic discharge	Sensitivity test		Friction
			[J]	[J]	
rocket motor	No reaction	>5.6	5	80	
	First reaction	>5.6	6	96	
primary booster	No reaction	1.0		n.a.	n.a.
	First reaction	1.8			
primer mixture	No reaction	0.1		n.a.	n.a.
	First reaction	0.6			

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.

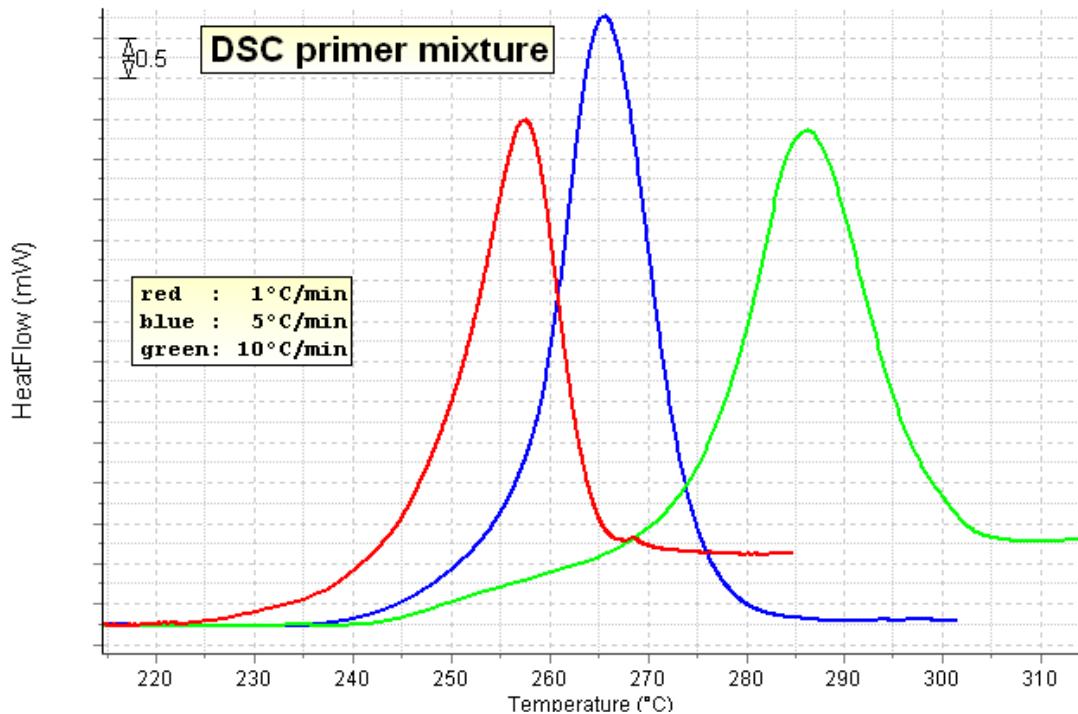


Fig. 12: Typical DSC curves of the primer mixture at different heating rates of 1, 5 and 10°C per minute.

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].

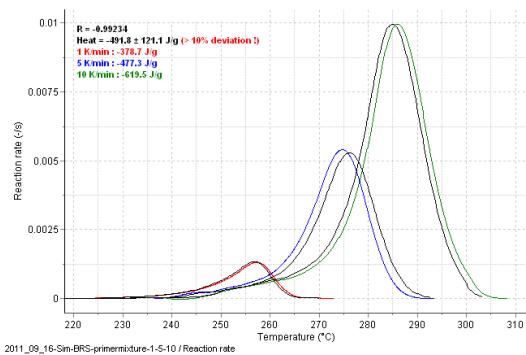


Fig. 13: Typical reaction progress kinetic results based on DSC curves with several heating rates of 1, 5 and 10°C per minute.

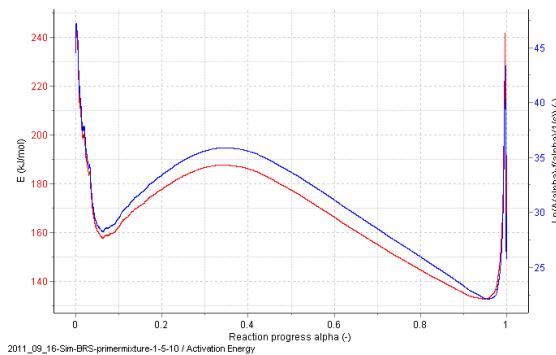


Fig. 14: Typical activation energy and pre exponential factor calculation.

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.

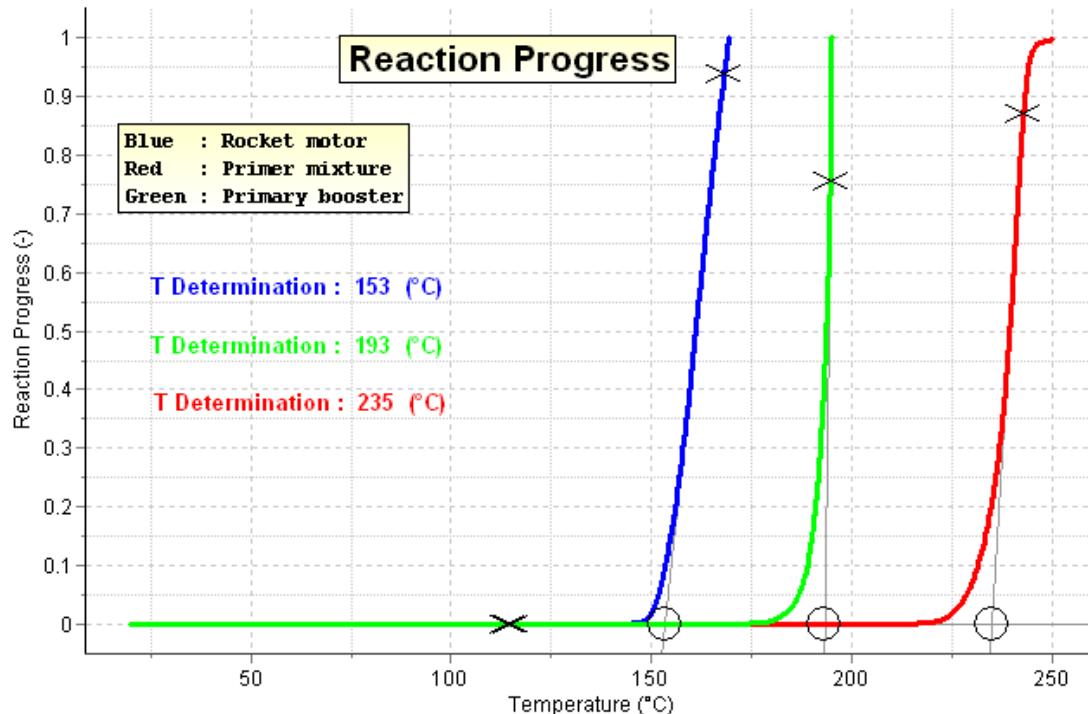


Fig. 15: Prediction of the reaction progress under adiabatical condition for a heating rate of 15°C per hour; the blue curve represents the rocket motor, the green curve the primary booster and the red curve the primer mixture.

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

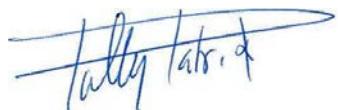
Reporter



Alexandre Sarbach
WTE
Scientific project leader

armasuisse
Science and Technology

Approved



Patrick Folly
Head WTE

armasuisse
Science and Technology

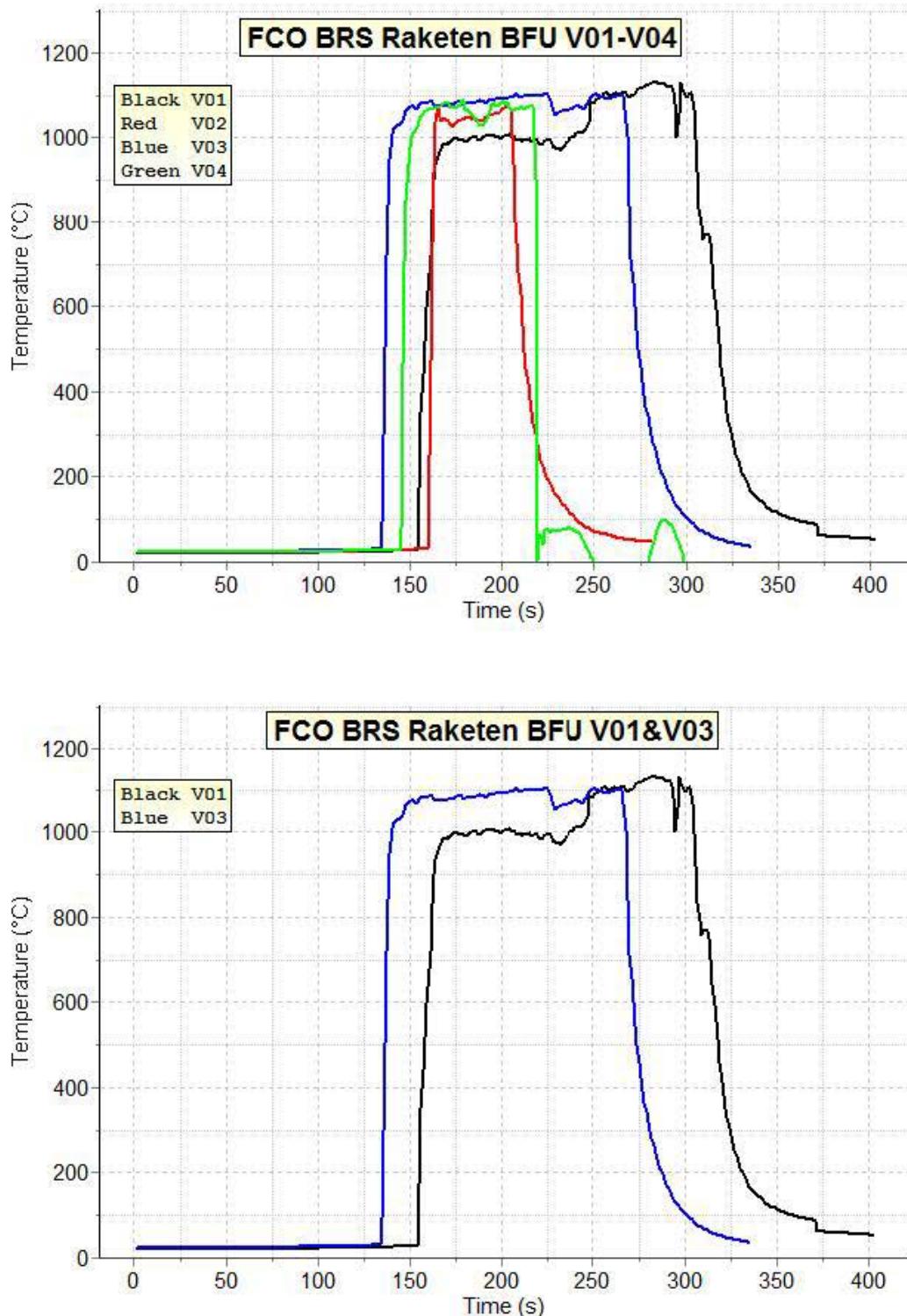
7 Annex

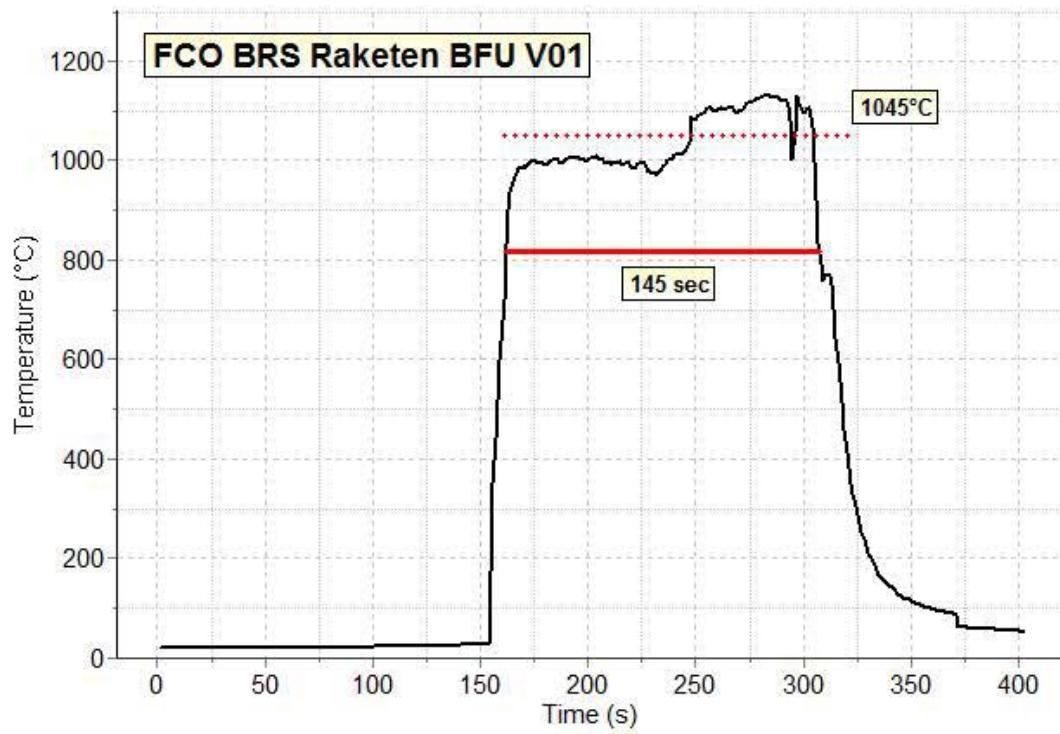
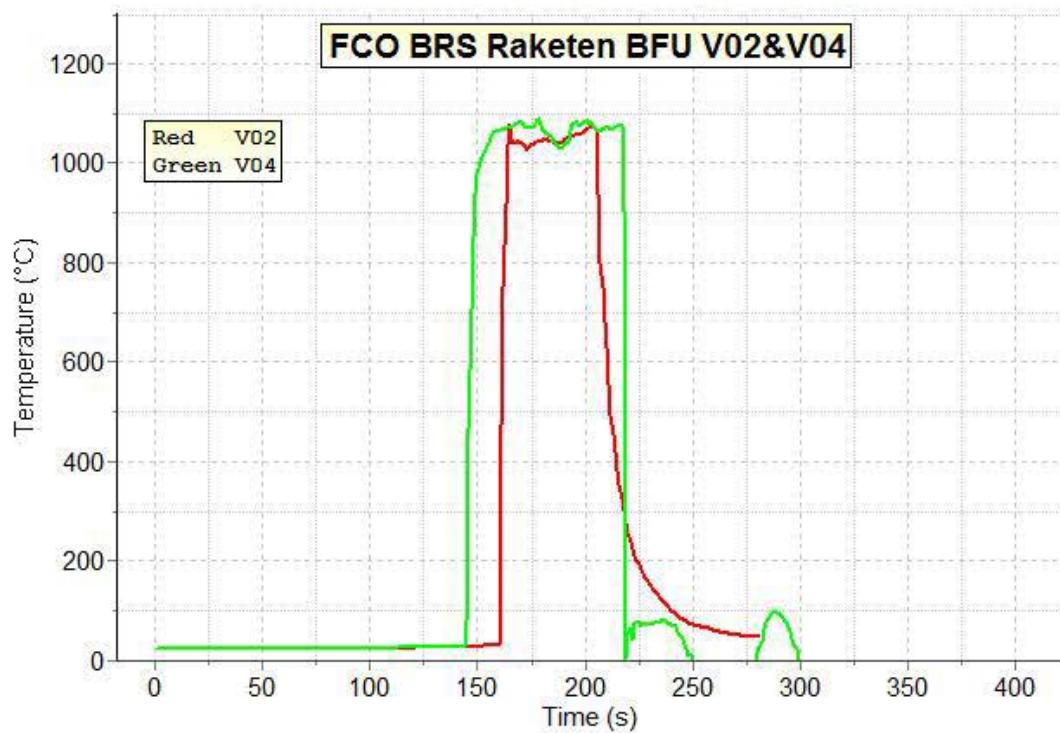
7.1 Type of reaction according MIL-STD 2105 B

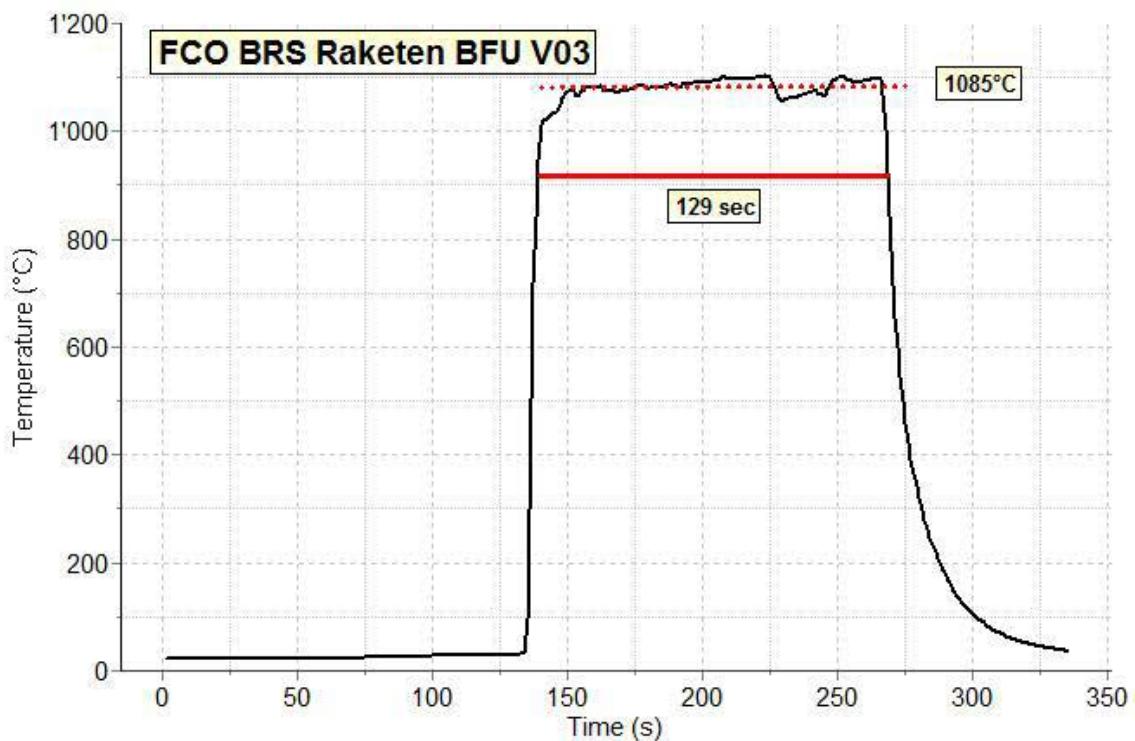
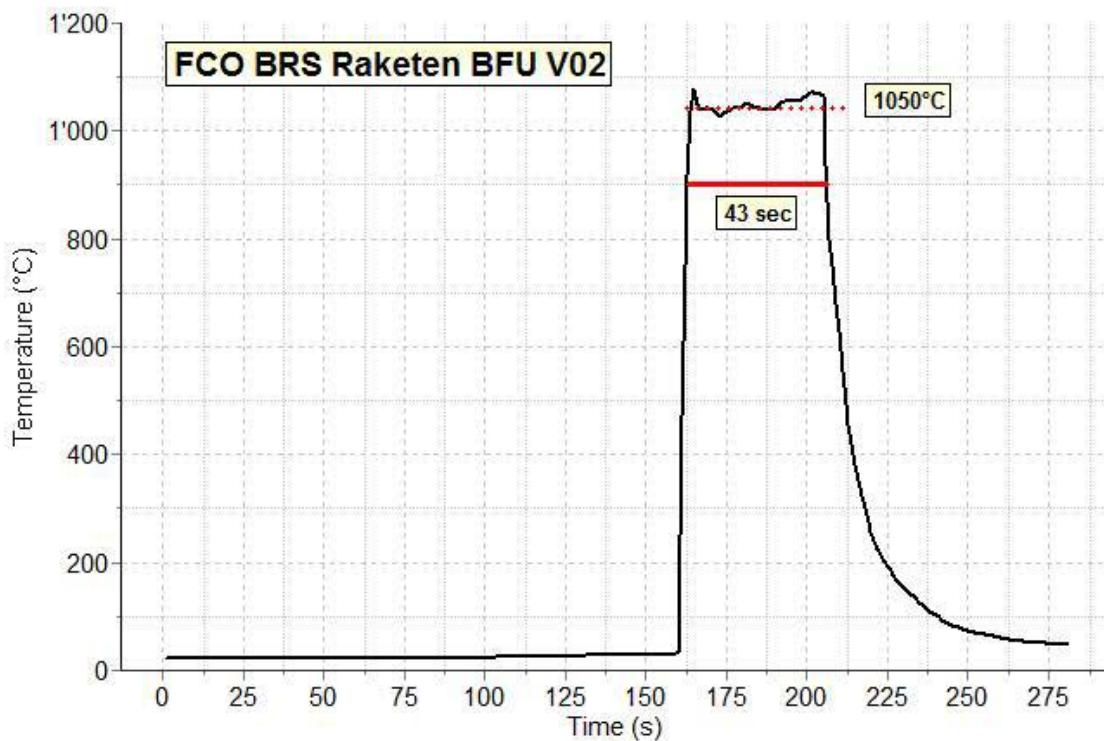


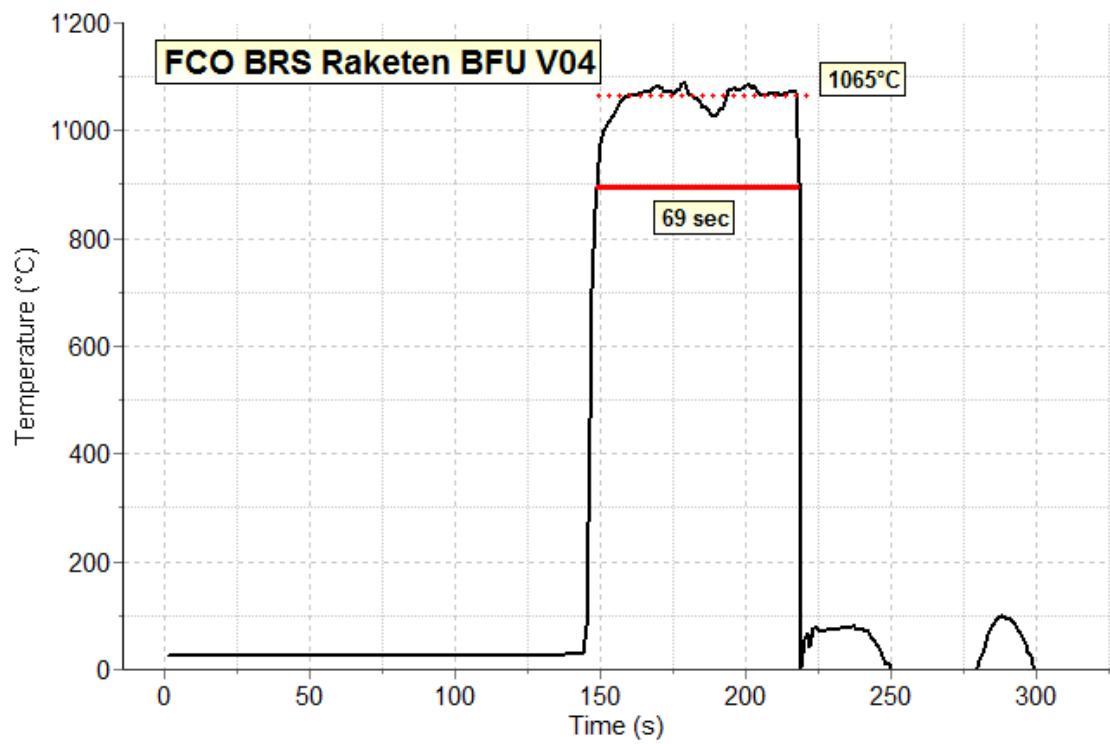
7.2 Measurement protocols

7.2.1 FCO









7.2.2 Impact, friction and electrostatic discharge



Schweizerische Eidgenossenschaft
 Confédération suisse
 Confederazione Svizzera
 Confederaziun svizra
armasuisse

Empfindlichkeit gegenüber elektrostatischer Entladungen

Elektrische Energie	Bezeichnung des Stoffes			
	Rocket motor	Primary Booster	Primer mixture	
5,6 J	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	
56 mJ			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
armasuisse

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 / 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



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra
armasuisse

Empfindlichkeit gegenüber Schlag

Methode nach Koenen und Ide, BAM Fallapparat

Fallgewicht	2 Kg					
Volumen	10mm ³					
Höhe Energie [cm] [J]	Bezeichnung des Stoffes					
	Raketenmotor , BRS 440 , BFU					
100	Rocket motor					
95						
90						
85						
80						
75						
70						
65						
60						
55						
50						
45						
40 8	0/0/0/					
35 7	00/000					
30 6	00000/					
25 5	000000					
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 desaktiviert 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 Raketenauslösezug finden und „in Selbsthilfe“ mittels einer kleinen Drahtschere (ein Seitenschneider ist vielleicht nicht geeignet, da das Kabel kein massiver Draht sondern verdrillt ist) entschärfen können.

Herzliche Grüße

Jan-Peter Fischer

CIRRUS Deutschland

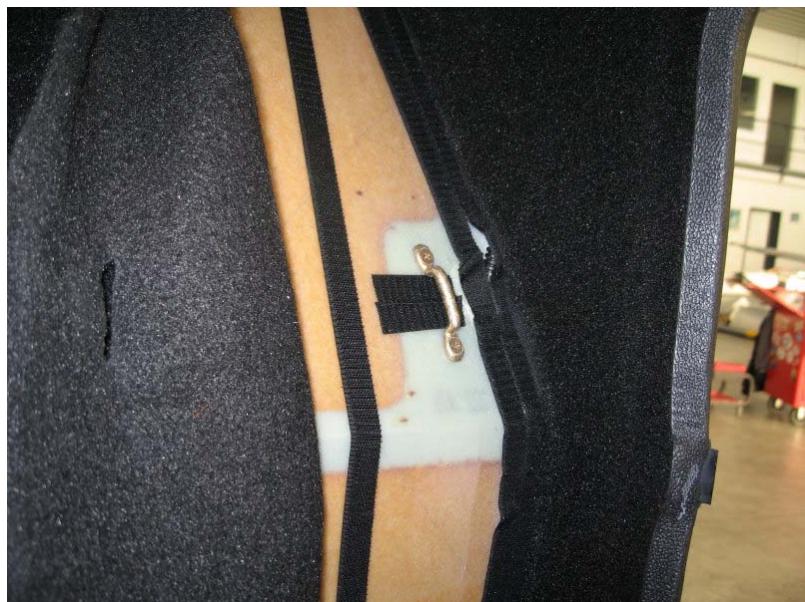
Cirrus Deutschland GmbH & Co. KG (AG Potsdam HRA 3822 B)
Cirrus Deutschland Maintenance GmbH & Co. KG (AG Potsdam HRA 3736 P)
Komplemetärin: Cirrus Deutschland Verwaltungs GmbH
Geschäftsführer: Jan-Peter Fischer
jpf@cirrusdeutschland.de

✉ Flugplatz C4, D-14959 Schönhagen

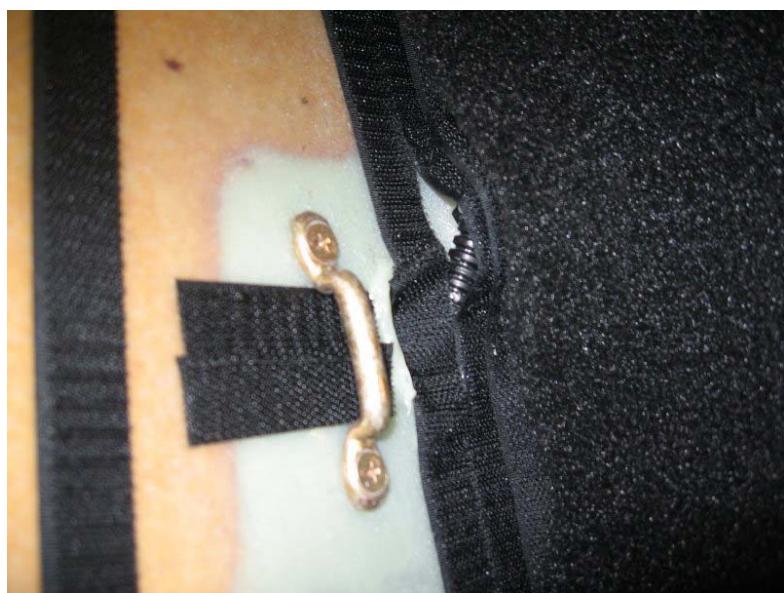
Phone +49 (0) 33731 7064-0
Fax +49 (0) 33731 7064-15
Mobile +49 (0) 172 730 7576



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.ntsb.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-certified 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.]

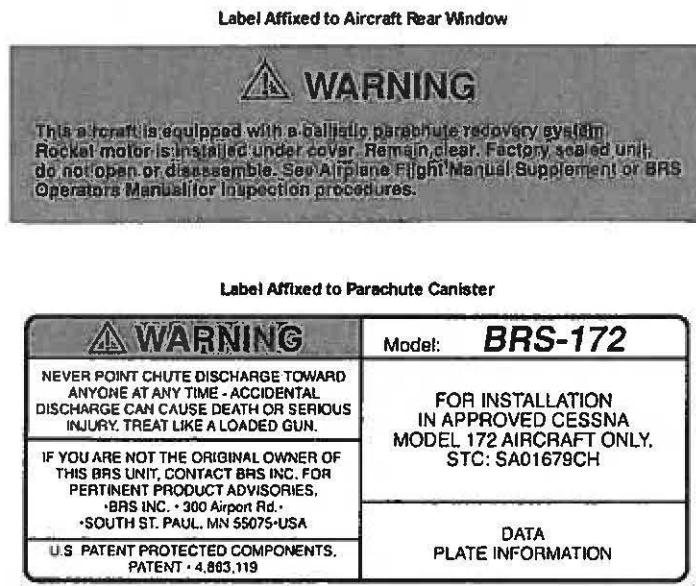


Figure 2. BRS Warning Labels for the Cessna 172

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.

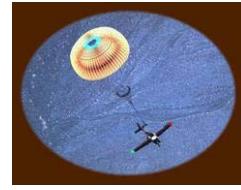
Chairman ENGLEMAN CONNERS, Vice Chairman ROSENKER, and Members GOGLIA, CARMODY, and HEALING concurred in these recommendations.

Original Signed

By: Ellen Engleman Conners
Chairman



BRS
Defining Aviation Safety



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

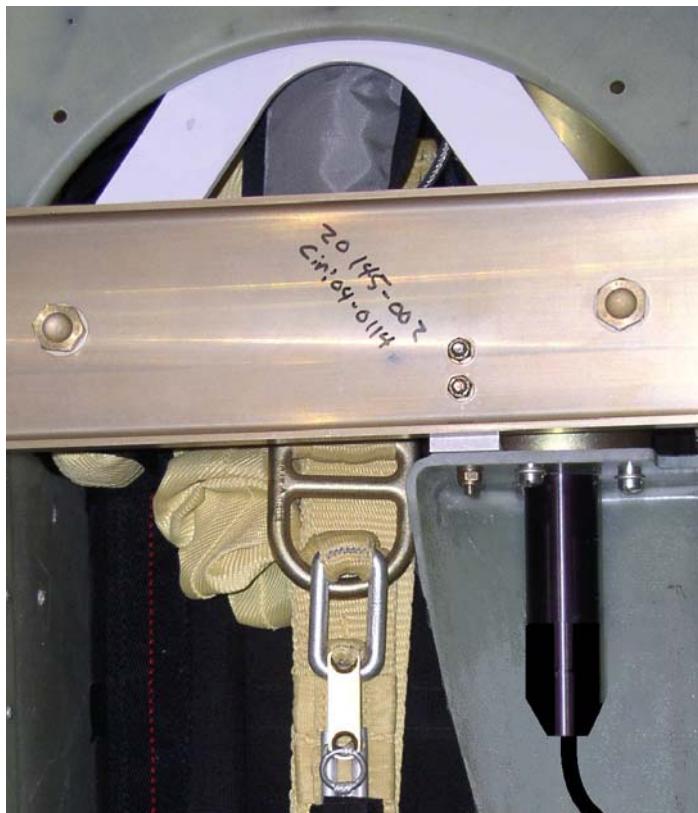
The parachute may be housed in a fabric covering called a *softpack*, in a fiberglass box called a *VLS* (vertical launch system), or a white aluminum *canister*. Each of the various container types may be mounted in a variety of locations, according to aircraft design.



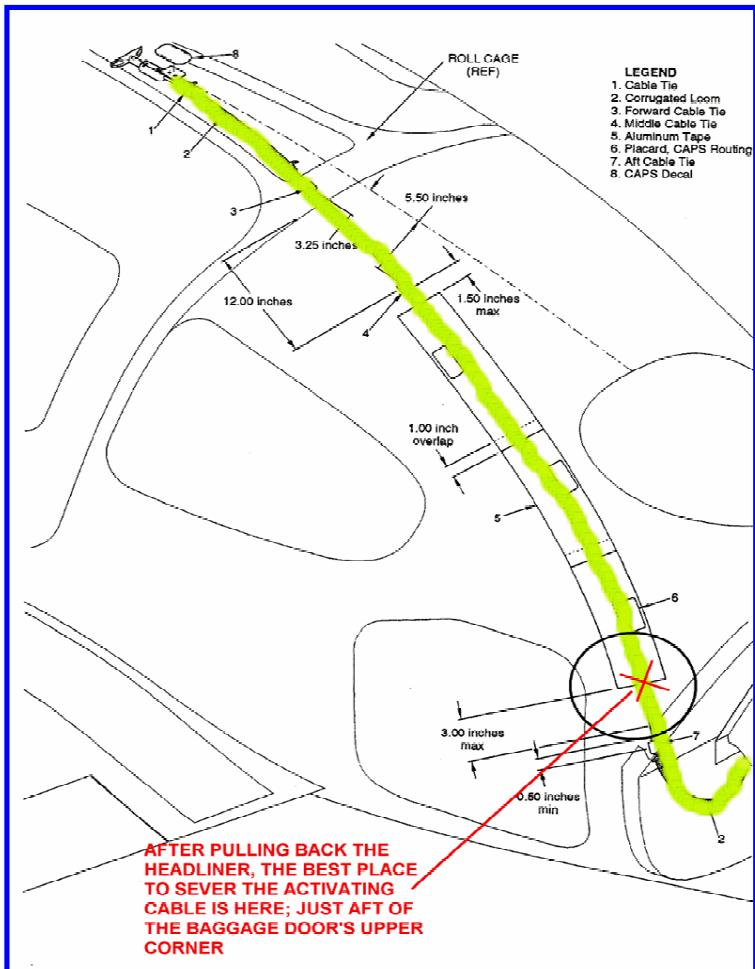
At right is the BRS **Canister** system, very commonly used in a wide variety of ultralight, experimental and sport aircraft. They come in sizes for aircraft ranging from 500 to 1200 pounds GTW. Below are the softpack and VLS systems.



CIRRUS



The photo at left shows the **Cirrus** parachute installed into its stowage 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



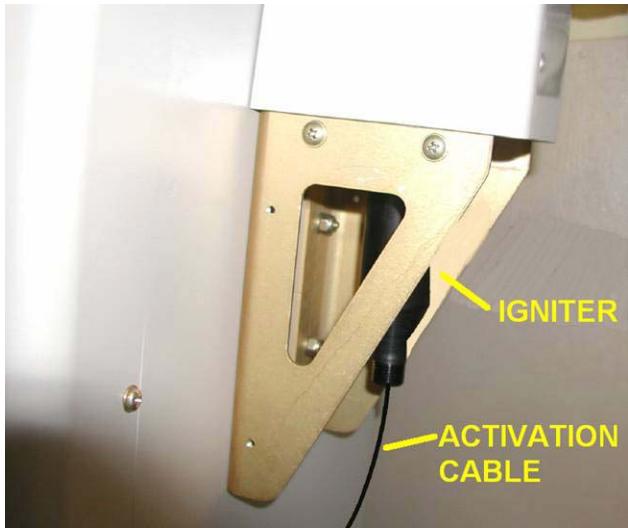
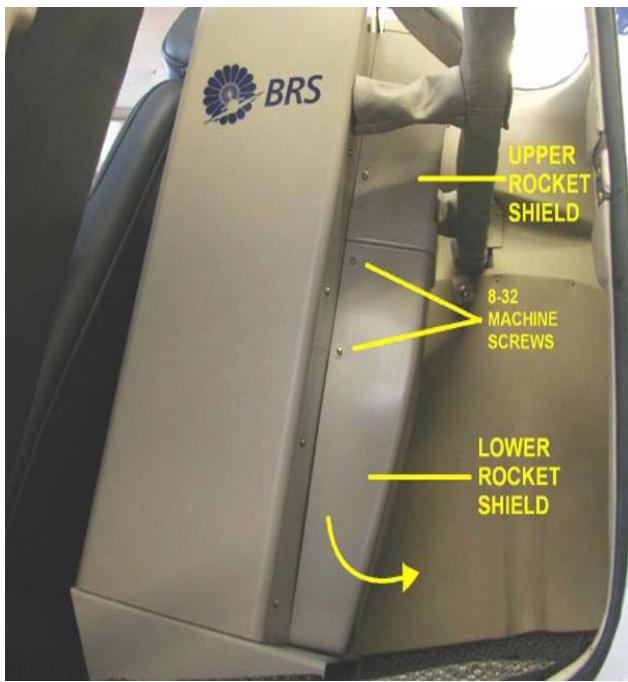
Top View, thru window



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

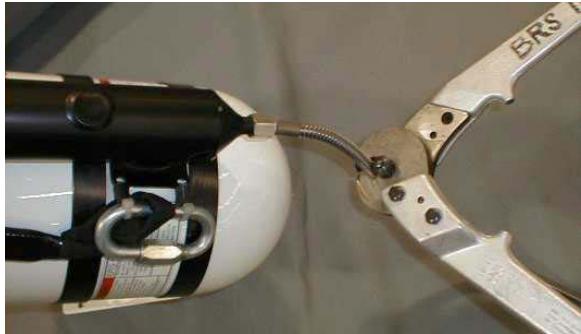
THE ROCKET MOTOR IGNITER IS NOT AN ARMED, HAIR-TRIGGER DEVICE. It requires a deliberate pull of about 30-40 pounds to cock and fire the system. Both cocking and firing are accomplished by one pull of the handle. Because of the design, the handle will come free of the handle holder and travel roughly **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 ORDINARILY 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.

DISPOSITION 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](#) > A10O0101

Rapports aviation - 2010 - A10O0101

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 A10O0101

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 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 25¹, 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 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 surdimension 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'atterrissement 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 bâillet en acier au moyen d'un filetage. L'ajustement avec serrage élevé nécessite que la culasse soit chauffée et que le bâillet 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 mègacyclique s'est formée à l'encoche⁴ causée par le chevauchement du bord coupant du filet du bâillet 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 défectuosité 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 crie, il n'existe aucun moyen pratique autre que l'essai destructif pour détecter une telle crie. 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
المدنى الدولى

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.

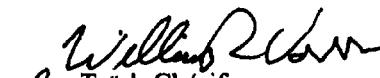
6. Approximately 20 000 rocket-deployed emergency parachute systems have been sold to date and this number is increasing. In at least one State, the system is mandatory equipment for all ultralight aircraft. In view of the growing danger associated with the improper handling of such systems, two accident 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/resources/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 Taïeb 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-profly.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-audinspmn-program-safetycirculars-menu-273.htm>

Jennifer J. Taylor

Director

**Aerodromes and Air Navigation
Civil Aviation**