

航空重大インシデント調査報告書

日本エアコミューター株式会社所属 JA8781
個人所 属 N185GW
(接近)

個	人	所	属	自作航空機
---	---	---	---	-------

平成16年5月28日

航空・鉄道事故調査委員会

本報告書の調査は、日本エアコミューター株式会社所属JA8781と個人所属N185GW他1件の航空重大インシデントに関し、航空・鉄道事故調査委員会設置法及び国際民間航空条約第13附属書に従い、航空・鉄道事故調査委員会により、航空事故の防止に寄与することを目的として行われたものであり、本事案の責任を問うために行われたものではない。

航空・鉄道事故調査委員会

委員長 佐藤 淳 造

個人所屬 自作航空機

航空重大インシデント調査報告書

所 属 個人
型 式 自作航空機（飛行機、単座）
識別番号 なし
発生日時 平成15年9月23日 13時55分ごろ
発生場所 新潟県十日町市

平成16年4月21日

航空・鉄道事故調査委員会（航空部会）議決

委員 長	佐藤 淳 造	(部会長)
委 員	楠 木 行 雄	
委 員	加 藤 晋	
委 員	松 浦 純 雄	
委 員	垣 本 由紀子	
委 員	松 尾 亜紀子	

1 航空重大インシデント調査の経過

1.1 航空重大インシデントの概要

本件は、航空法施行規則第166条の4第7号に規定された「飛行中における発動機の継続的な停止」に該当し、航空重大インシデントとして取り扱われることとなったものである。

個人所属自作航空機は、平成15年9月23日（火、祝日）、ジャンプ飛行のため、操縦者1名が搭乗して新潟県十日町市内場外離着陸場を13時55分ごろ離陸した。離陸直後、エンジンが停止し、滑走路脇の平坦地に不時着した。

搭乗者の負傷	軽 傷	
航空機の損壊	中 破	火災発生なし

1.2 航空重大インシデント調査の概要

主管調査官ほか1名の航空事故調査官が、平成15年9月25日及び26日に現場

調査及び口述聴取を実施した。

また、同年11月13日に燃料ポンプの機能試験及び分解調査を実施した。

原因関係者から意見聴取を行った。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

本重大インシデントに至るまでの経過は、操縦者及び目撃者によれば、概略次のとおりであった。

本重大インシデント当日、操縦者は、午前9時半ごろに十日町市内場外離着陸場（以下「十日町場外」という。）に到着し、自作航空機（以下「同機」という。）の試験飛行を実施するため、同機を組み立てて、燃料が6～8ℓ入っていた燃料タンクに、更に約8ℓの燃料を給油し、午前中にジャンプ飛行を約12分間実施した。午後になって、再度ジャンプ飛行を実施するため、エンジン回転数1,500～2,000rpmで約5分間の暖気運転の後、駐機場所を出て滑走路の北側末端から南側へ約90mの位置までエンジン回転数2,500～3,000rpmで地上走行し、13時55分ごろ、この位置から南方向へスロットル全開であるエンジン回転数6,000rpmで離陸滑走を開始した。離陸する直前に同機のエンジン音に変化し、エンジン出力が低下したように感じた。機速が離陸スピードに達していたためそのまま離陸したが、直後にエンジンが停止した。すぐに、同機は、機首が下がり、3～4mの高度から滑走路西側脇の平坦地に不時着した。接地時に大きな衝撃を受け、機体を損傷し、操縦者が顔面を負傷した。

エンジン音に変化してから不時着するまでの間、出力を上げようとしてスロットルを激しく何度も動かしたが、回復できなかった。この間、スロットルを動かすことに集中して、エンジン回転計を見る余裕はなく、回転数は確認していなかった。

離陸後、以上に述べた他はどのように操縦を行ったのか覚えていなかった。

本重大インシデントの発生時刻は、13時55分ごろであった。

（付図1及び写真1参照）

2.2 航空機の損壊に関する情報

- | | |
|--------|---------------------|
| (1) 主翼 | 左翼変形及び両主翼ストラット折れ曲がり |
| (2) 主脚 | 両主脚折損 |

(3) プロペラ 折損

(写真1、2参照)

2.3 航空機乗組員に関する情報

操縦者 男性 56歳

操縦者は、操縦士としての技能証明は有していない。

総飛行時間 約420時間

同型式機による飛行時間 約32分

(上記時間は、操縦者の口述による。)

2.4 航空機に関する情報

2.4.1 航空機

型式 自作航空機(飛行機、単座)

製造番号 不明

製造年月日 平成15年8月ごろ

総飛行時間 約32分

本重大インシデント当時の重量及び重心位置 重量は約200kg、重心位置は空力平均翼弦の前方から約30%の位置に調整されていた。

(上記製造年月、時間、重量及び重心位置は、操縦者の口述による。)

(付図2参照)

2.4.2 エンジン

型式 自動車用水冷エンジン(排気量1,000cc)

総使用時間 約32分

(上記時間は、同機に装備してからの時間。)

2.5 気象に関する情報

操縦者によれば、十日町場外の本重大インシデント発生時の気象は、次のとおりであった。

天気 晴れ、無風、視程 良好

2.6 重大インシデント現場に関する情報

本重大インシデントにおいて同機が不時着していたのは、JR東日本及び北越急行の十日町駅の南南東約3kmの丘陵地(標高:約300m)にある十日町場外の滑走路

(長さ約610m、幅約25m、路面は非舗装、転圧)の離陸滑走開始位置(滑走路北側末端から南側へ約90m)から南側に約290m、滑走路中心線から西側に約19mの平坦地であった。

同機は、機首を滑走路とほぼ平行に南に向け、機首の一部が粘土質の地面にめり込み、プロペラが折損した状態で停止していた。

(付図1及び写真1参照)

2.7 事実を認定するための試験及び研究

2.7.1 現場において、同機の燃料系統を調査した結果、キャブレターのフロート・チャンバーに燃料は残っていなかった。また、その状態で燃料ポンプ(電動式)を作動させたところ、燃料は、キャブレターまで供給され、燃料ポンプの作動に異常は認められなかった。

2.7.2 同機の燃料ポンプの規格によると、燃料ポンプの燃料吸込口と燃料タンク内の燃料液面の高さを同じにした場合の燃料ポンプの吐出率は15l/h以上であった。これと同じ条件で同機の燃料ポンプの吐出率を測定した結果、吐出率は16.6l/hであり、規格を満たしていた。

2.7.3 同機の燃料タンクの燃料出口は、燃料タンクの底付近にあり、同機の燃料ポンプは、燃料タンクの底より約47cm高い位置に装備されていた。本重大インシデント発生時、燃料タンク内の燃料の液面の高さは約10cmであった。また、同機の飛行時における機体姿勢では、燃料ポンプの燃料吸込口とキャブレターの高さは同じになる。

燃料ポンプのメーカーの試験結果によると、燃料ポンプの燃料吸込口とキャブレターの高さを同じにし、また、燃料ポンプと燃料タンク内の燃料液面の高低差を37cmとした場合、燃料ポンプの吐出率は、14.7l/hであった。

(付図3参照)

2.7.4 同機の地上における機体姿勢(尾輪が接地した状態)においては、キャブレターが装備されている位置は燃料ポンプより約43cm高くなる。燃料ポンプのメーカーの試験結果から、この機体姿勢における燃料ポンプの吐出率は、2.7.3に記述した吐出率より約3l/h少ない11.7l/hであった。

(付図3参照)

2.7.5 同機の燃料ポンプを分解調査したところ、異常は認められなかった。

2.7.6 同機のイグニッション・キー・シリンダー（自動車用）について、損傷の有無を調査するとともに、電氣的導通の測定を行った結果、異常は認められなかった。

2.8 その他必要な事項

2.8.1 本飛行に関し、機体についての航空法第11条第1項ただし書、操縦者の技量についての同法第28条第3項及び場外離着陸場についての同法第79条ただし書の許可は取得されていなかった。

2.8.2 操縦者は、平成13年10月、超軽量動力機であるアイソン・エアクラフト式MAX103型（通称：ミニマックス）機を、知人から中古で購入し、平成15年8月までの間に機体の一部を改造するとともに、エンジンをロータックス式377型（排気量370cc、出力35hp）から自動車用水冷エンジン（排気量1,000cc、出力58hp）に交換していた。また、燃料ポンプも軽自動車用の電動式燃料ポンプに交換していた。更に、燃料タンクも超軽量動力機の要件（燃料タンク容量30ℓ以下）を外れるタンク容量約52ℓのものに交換していた。

2.8.3 操縦者の口述によると、同機はエンジン交換後、十日町場外において、平成15年8月中旬に約20分、及び本重大インシデント発生当日の午前中に約12分、計約32分のジャンプ飛行を実施している。これらのジャンプ飛行の内容は、スロットルを全開（エンジン回転数約6,000rpm）にして離陸滑走し、離陸後、高度約3mで2～3秒間飛行した後にスロットルを絞り着陸するというものであった。これを、操縦者は、全滑走路長の中で1回実施し、着陸滑走の後、滑走路上で反転して地上走行により離陸滑走開始位置まで戻っていた。このジャンプ飛行と地上走行による往復を、約32分間では合計約10回繰り返し実施していた。

なお、通常の離陸滑走距離は約100mであったが、本重大インシデント発生時の離陸滑走距離は、約200mであった。

2.8.4 キャブレターの概要と燃料の流れ（付図4参照）

同機のキャブレターはフロート・チャンバー・タイプのキャブレターであり、燃料タンクから燃料ポンプを経由して燃料が流入し、フロート・チャンバー内の燃料が一定の量（今回の場合31cc（2.8.5参照））になると、フロートが浮き上がり、フロートと一体のニードル・バルブが閉じて、燃料ポンプからの燃料の流入が遮断される。

ノズルからフロート・チャンバーの燃料が吸い出され、フロート・チャンバーの

液面が下がるとフロートも下がり、ニードル・バルブが開き、再びフロート・チャンバーへ燃料ポンプからの燃料が流入する。ノズルから吸い出されることでフロート・チャンバー内の燃料が減れば、燃料ポンプから新たな燃料が流れ込むことになる。

このようにして、燃料ポンプからの流入量（燃料ポンプの吐出量）がノズルから吸い出される量より多い場合は、フロート・チャンバー内の燃料量は減少することなく、常にノズルへ燃料を供給し続けるので、エンジンは連続運転が可能である。

2.8.5 同機のエンジンのメーカーによると、同機のキャブレターのフロート・チャンバーの燃料容量は31ccであった。

2.8.6 同機のエンジンのメーカーによると、同機のエンジンと同型式のエンジンの回転数に対する燃料消費率は、次のとおりであった。

2,000 rpm	6.7 l/h
3,000 rpm	10.5 l/h
4,000 rpm	14.5 l/h
5,000 rpm	17.0 l/h
6,000 rpm	19.0 l/h

2.8.7 同機の燃料ポンプのメーカーによると、同機の燃料ポンプは、エンジンが停止すると同時に作動を停止する機能を有するものであった。

3 事実を認定した理由

3.1 本重大インシデント発生当時の気象は、本件に関連はなかったものと推定される。

3.2 同機は、十日町場外を離陸滑走中、エンジンの出力が低下し、回復できないまま離陸して、その直後エンジンが停止して、機首下げの状態となり、不時着したものと推定される。

着地時の衝撃により、機体を中破し、操縦者が顔面に軽傷を負ったものと推定される。

3.3 同機のエンジンが停止したことについては、キャブレターのフロート・チャンバーに燃料が残っていなかったことから、燃料タンクからエンジンへ燃料が必要量供給されなくなったことによるものと推定される。

3.4 燃料タンクからエンジンへ燃料が必要量供給されなくなったことについては、同機のエンジンのスロットル全開時の回転数6,000rpmにおける燃料消費率(19.0 l/h)に対して、同機の燃料ポンプの燃料供給能力(最大14.7 l/h)が小さく、燃料供給量が不足したことによるものと推定される。

3.5 燃料ポンプからの燃料は、キャブレターのフロート・チャンバーに一時的に蓄積され、ノズルを經由して混合気となってエンジンに供給される。フロート・チャンバーの燃料が減少し、フロートが下がり、フロート・チャンバーのニードル・バルブが開けば、燃料ポンプからの燃料がフロート・チャンバーに流入する。このため、ノズルから吸い出される燃料の量が、燃料ポンプからの流入量(燃料ポンプの吐出量)より少なくなるような燃料消費率で、エンジンを運転した場合、フロート・チャンバー内の燃料量は減少することなく、常にノズルへ燃料を供給し続けるので、エンジンを連続して運転することができる。

2.7.3で述べたように、機体が水平姿勢にある場合の燃料ポンプの吐出量は14.7 l/hであり、エンジンの燃料消費率がこの値と等しい14.7 l/hとなる場合のエンジン回転数は、2.8.6に記述したエンジン回転数と燃料消費率の関係から、約4,080 rpmと推算される。すなわち、機体が水平姿勢にある場合には、同機のエンジンを回転数4,080 rpm以下で運転すれば、フロート・チャンバー内は常に燃料が満たされるため、連続運転が可能であると推定される。

また、機体が地上姿勢にある場合には、燃料ポンプの吐出量は、2.7.4で述べたように11.7 l/hであり、燃料消費率がこの値と等しくなるエンジンの回転数は約3,300 rpmであり、同機のエンジンをこの値以下で運転すれば、連続運転は可能であると推定される。

同機の地上走行中及び暖気運転中にエンジンが停止しなかったのは、操縦者の口述から、これらの運転中は、エンジンの回転数が機体姿勢に応じた上記の値以下であったことによるものと推定される。

3.6 操縦者の口述から、操縦者は、ジャンプ飛行の離陸滑走及び離陸時にはスロットルを全開(エンジン回転数6,000rpm)にしていた。このときの燃料消費率は、燃料ポンプの吐出率を上回っていた。同機のエンジンの回転数を6,000rpmにセットして運転した場合、運転当初は、フロート・チャンバー内に2.8.5に記述した31

ccの燃料が蓄積され、さらに燃料ポンプからの一定の吐出率による燃料も流入するが、燃料消費率が燃料ポンプの吐出率を上回っているため、エンジン運転時間の経過とともに、フロート・チャンバー内の燃料量は減少し始め、ついには、ほとんど空となり、エンジンは停止したものと推定される。

エンジンを回転数6,000rpmにセットしてから、エンジンが停止するまでの時間を推算すると以下ようになる。ここで、吐出率及び燃料消費率の単位をcc/sで表すと、吐出率14.7l/hは、4.1cc/sとなり、エンジン回転数6,000rpmの場合の燃料消費率19.0l/hは、5.3cc/sとなる。エンジン回転数が6,000rpmにセットされると、31ccの燃料が満たされていたフロート・チャンバーからは、毎秒5.3ccの燃料が消費され、機体が水平姿勢の場合の燃料ポンプからの流入量は毎秒4.1ccであることから、フロート・チャンバー内の燃料は、毎秒1.2cc減少することとなる。その結果、フロート・チャンバー内がほとんど空となるまでの時間は、 $31\text{cc} \div 1.2\text{cc/s} = \text{約}26\text{秒}$ と計算される。

また、2.7.4に記述したように、地上における機体姿勢の場合、燃料ポンプの燃料吐出率は11.7l/hであり、これは、約3.3cc/sとなる。この機体姿勢でエンジンの回転数を6,000rpmにセットすると、フロート・チャンバーからは、毎秒約5.3ccの燃料が消費され、燃料ポンプからの流入量は毎秒約3.3ccであるところから、毎秒2cc不足することとなる。その結果、フロート・チャンバー内がほとんど空となるまでの時間は、 $31\text{cc} \div 2\text{cc/s} = \text{約}15\text{秒}$ と計算される。

3.7 本重大インシデント発生時の運航については、暖気運転及び地上走行中は、エンジン回転数が低かったため、エンジンの燃料消費率が燃料ポンプの吐出率よりも少ない値となり、フロート・チャンバー内には31ccの燃料が常に蓄積されていたが、離陸滑走を行うためスロットルを全開にしてからは、3.6で記述したように、エンジンの燃料消費率が燃料ポンプの吐出率を上回ったことから、フロート・チャンバー内の燃料量は減少し始め、離陸直後までの間において、離陸滑走した距離(約200m)がこれまでのもの(約100m)より長かったことも影響し、離陸直後にフロート・チャンバー内がほとんど空となりエンジンは停止したものと推定される。

3.8 2.8.3に記述したように、同機は、エンジン交換後、本重大インシデント発生時の飛行までに約32分間で約10回のジャンプ飛行を実施していた。これらのジャンプ飛行においてエンジンが停止しなかったのは、離陸滑走のためスロットルを全開にしてから、離陸後2～3秒間でスロットルを絞って着陸するまでの間の所要時間が、エンジン停止に至らない程度の時間であったことによるものと考えられる。その結果、燃料が減少しつつあったフロート・チャンバーへは、スロットルを絞った後は、燃料

消費量を上回る燃料が流入し、フロート・チャンバー内の燃料は増加し始めるため、エンジンへの燃料供給が不足する事態には至らなかったものと推定される。

3.9 3.5から、操縦者は、同機のエンジン交換を実施した際に、エンジンを最大回転数で運転した場合でも、燃料の供給不足とならないよう、十分な量の燃料を吐出する能力を有する燃料ポンプを選択し装備すべきであったと考えられる。しかし、操縦者は、同機のエンジンに対し同機の燃料ポンプの燃料供給能力が小さかったことについては、認識していなかったものと推定される。

なお、小型飛行機の燃料系統の燃料流量について定めた耐空性審査要領の規定（第Ⅱ部5-2-3-3）には、ポンプ式燃料供給系統の燃料流量は、離陸出力におけるエンジンの離陸燃料流量の125%でなければならない旨、規定されている。この規定は、自作航空機に対し必ずしも適用されるものではないが、自作航空機的设计、製作においても、エンジンに対し燃料供給能力に十分に余裕のある燃料ポンプを装備することが望ましいと考えられる。

また、十分な吐出能力を有していない燃料ポンプを装備してしまった後であっても、エンジンを最大出力で運転すると予想される時間を十分上回る時間、エンジン最大出力にて地上試運転を行えば、燃料の供給不足によるエンジンの停止が地上運転中に発生するため、本重大インシデントが発生する前に問題点を把握し適切な措置を講ずることができたものと推定される。

3.10 2.8.1で述べたように、本飛行に関し、航空法第11条第1項ただし書の許可を含む必要な飛行許可は取得されていなかった。

航空法第11条第1項ただし書の許可は、自作航空機の安全上の注意事項を厳守することを条件として行われており、それらの注意事項には、エンジンの地上試運転を、エンジンの緩速状態から全開出力までの間において、予想される飛行姿勢の状態、合計2時間以上行い、支障なく運転できることを確認すること、などが含まれている。この注意事項を遵守し、3.9で述べたように、エンジンを、十分な時間、最大出力にて地上試運転を行うことによっても、本重大インシデントを未然に防ぐことができたものと推定される。

このことから、自作航空機の操縦者は、航空法第11条第1項ただし書の許可を始めとする必要な飛行許可を取得した上で、許可の条件を遵守し、飛行の安全性の確保に努める必要がある。

4 原因

本重大インシデントは、同機が離陸滑走中、燃料が発動機に必要量供給されなくなったため、発動機の出力が低下したが、これを回復できないまま離陸した直後、発動機の継続的な停止に至ったことによるものと推定される。

燃料が発動機に必要量供給されなくなったことについては、発動機を高回転数で運転した時に必要とされる燃料消費量に対して、同機の燃料ポンプの燃料供給能力が小さく、燃料供給量が不足していたことによるものと推定される。

5 所見

2.8.1で述べたように、同機の飛行に関しては、機体については航空法第11条第1項ただし書による許可、操縦者の技量については同法第28条第3項による許可、及び場外離着陸場については同法第79条ただし書による許可を取得することが必要であるにもかかわらず、これらの許可は取得されていなかった。

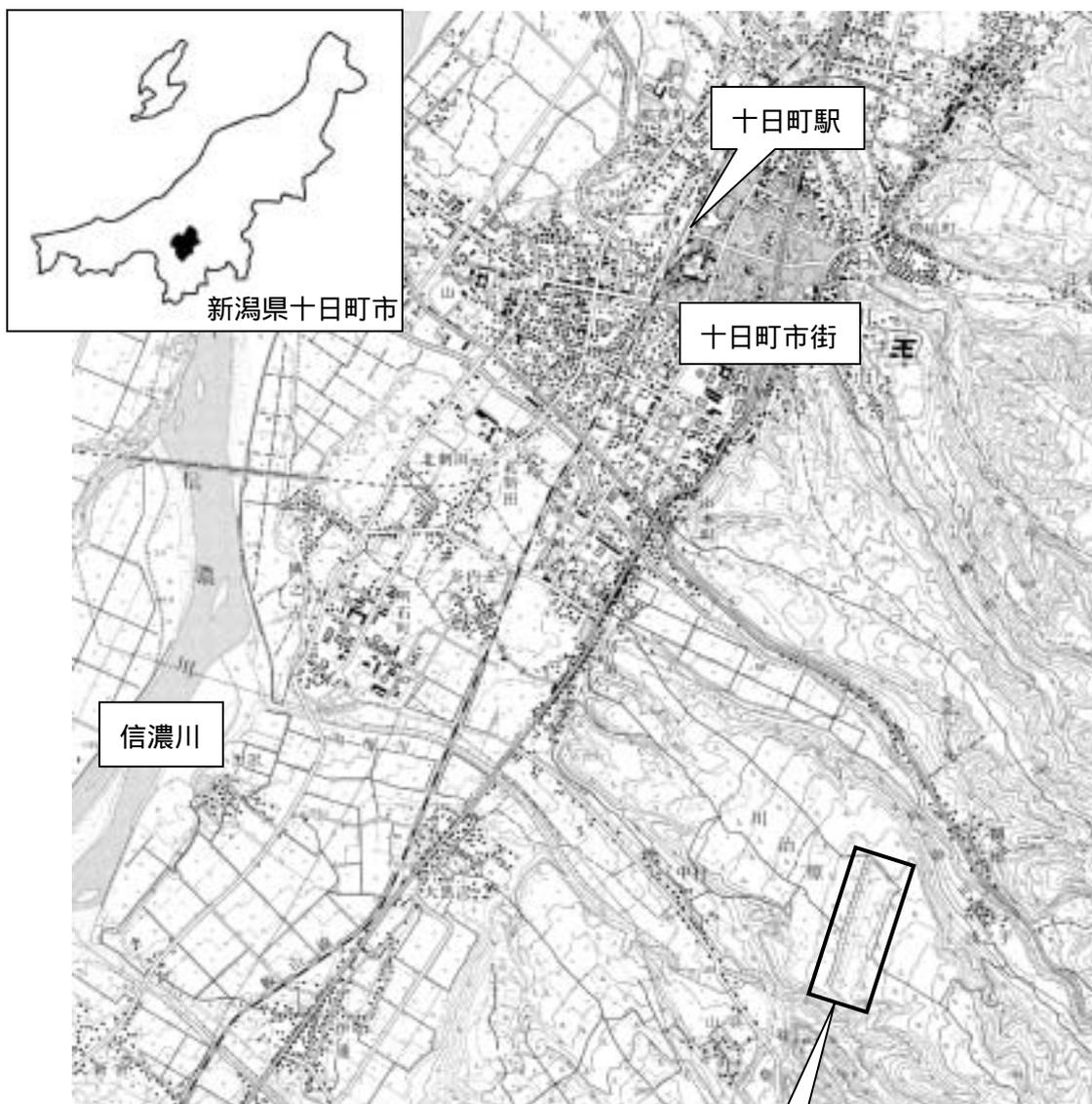
本件以外にも、平成16年3月26日付け航空重大インシデント報告書（A I 2 0 0 4 - 2）にあるように、必要な許可の一部を受けずに飛行していた際の自作航空機の重大インシデントが発生している。

自作航空機の飛行に関しては、航空法第11条第1項ただし書の許可に関する航空局発行サーキュラー「自作航空機に関する試験飛行等の許可について（国空機第357号）」に定めるごとく、同サーキュラー「3-11自作航空機の安全上の注意事項」に従い、エンジンの地上運転及び機体の地上滑走を充分に行い、機体・エンジン等の性能及び構造上からも異常なくこれらの運転や滑走ができることを確認した後に、第一段階としてのジャンプ飛行について許可を申請することとなる。この許可を取得した後は、ジャンプ飛行により、機体の設計上の健全性を確かめることを心掛け、万一の不具合発生の場合にも、できるだけ安全が保てるように十分な注意と心構えで飛行に臨むべきである。ジャンプ飛行によって明らかになった技術的問題点をすべて解決した後は、第二段階の飛行許可を申請し取得することとなる。

また、自作航空機の第一段階及び第二段階の飛行のそれぞれについて航空法第11条第1項ただし書の許可と同時に申請することとなる航空法第28条第3項の許可においては、操縦者の操縦技量について審査の上、許可が行われることとなる。さらに、航空法第79条ただし書の許可においては、離着陸地帯、進入表面等について審査の上、許可が行われることとなる。

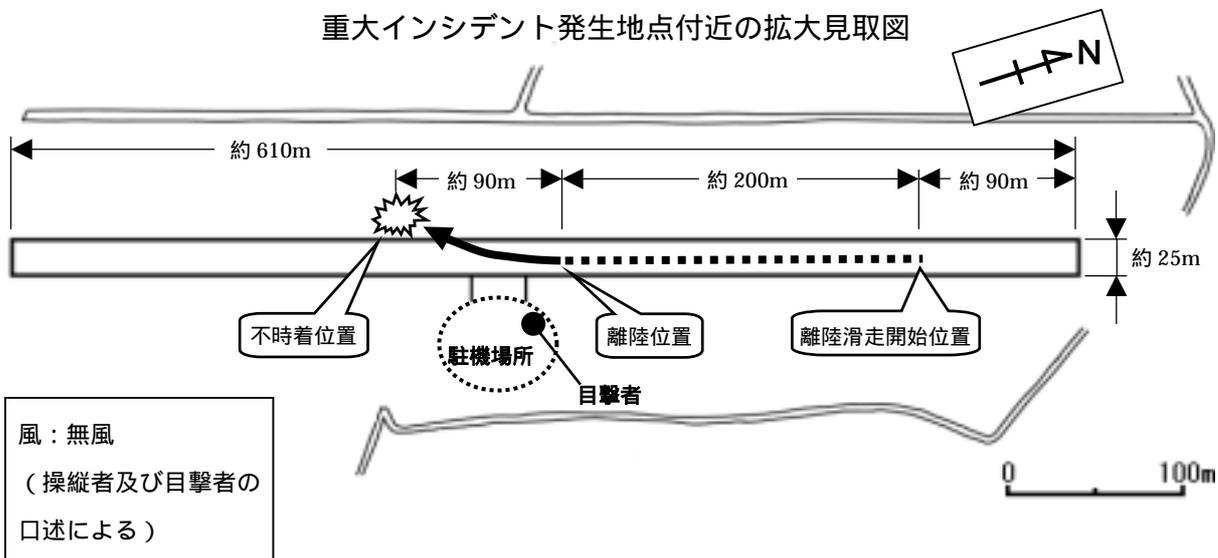
自作航空機が飛行する場合に必要なこれらの許可は、自作航空機愛好者の健全な航空活動推進のために用意された、安全を担保するためのガイドとして作られた道筋であり、ただ単に、愛好者に対する義務として課されたものではないことを理解し、必ず許可を取得するとともに許可条件を遵守することにより飛行の安全性確保に努める必要がある。

付図1 推定飛行経路図



国土地理院 2万5千分の1地形図を使用

重大インシデント発生地点付近の拡大見取図



付図2 自作航空機 三面図

単位：m

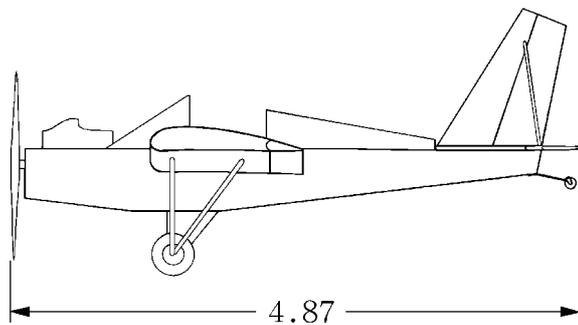
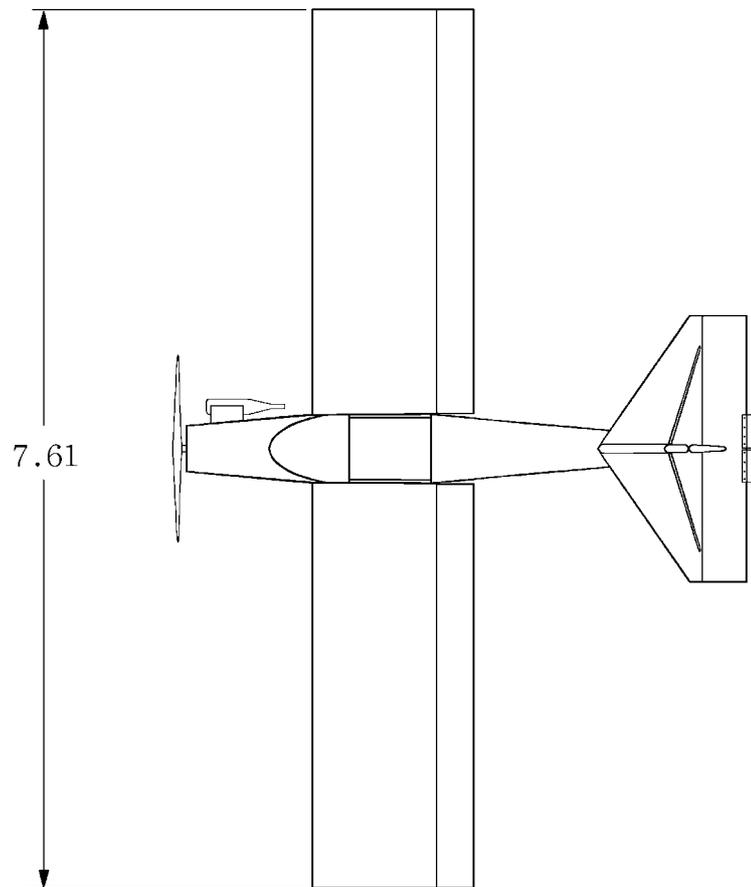
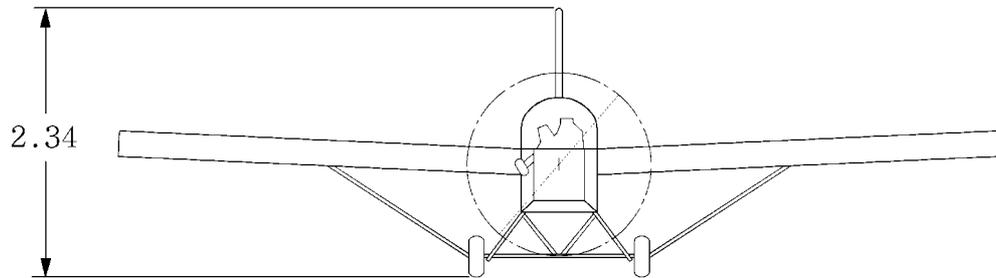


写真1 当該機



写真2 プロペラ



参 考

本報告書本文中に用いる解析の結果を表す用語の取扱いについて

本報告書の本文中「3 事実を認定した理由」に用いる解析の結果を表す用語は、次のとおりとする。

断定できる場合

・・・「認められる」

断定できないが、ほぼ間違いない場合

・・・「推定される」

可能性が高い場合

・・・「考えられる」

可能性がある場合

・・・「可能性が考えられる」