

ALMA MATER STUDIORUM – UNIVERSITA' DI BOLOGNA

**SECONDA FACOLTA' DI INGEGNERIA
CON SEDE A CESENA**

**CORSO DI LAUREA
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe 10 - Sede di Forlì**

**ELABORATO FINALE DI LAUREA
In Disegno Tecnico Aerospaziale**

**DELTAPLANO UAV A MOTORE ELETTRICO PER IL
MONITORAGGIO DELLE ZONE VULCANICHE**

CANDIDATO

Ivan Bazzoli

RELATORE

Dott. Ing. Luca Piancastelli

Anno Accademico 2012/2013
Sessione II

Indice

<u>1. Introduzione</u>	pag. 5
<u>2. L'ala Rogallo</u>	pag. 9
2.1 Cenni storici	pag. 10
2.2 Costruzione	pag. 10
2.3 Successive evoluzioni	pag. 18
<u>3. Deltaplano Paresev</u>	pag. 21
3.1 Cenni storici	pag. 21
3.2 Sviluppo	pag. 22
3.3 Dati tecnici	pag. 23
<u>4. XV-8</u>	pag. 25
4.1 Cenni storici	pag. 25
4.2 Descrizione	pag. 25
4.3 Risultati	pag. 30
<u>5. Target del deltaplano</u>	pag. 33
5.1 Introduzione	pag. 33
5.2 Limite sulle masse	pag. 34
5.3 Limite sui costi	pag. 34
5.4 Endurance	pag. 34

<u>6. Costruzione</u>	pag. 37
6.1 Propulsione	pag. 37
6.2 Manovrabilità	pag. 43
6.3 Videocamera e ripresa video	pag. 44
6.4 Data – Link	pag. 48
6.4.1 Trasmettitore OTX	pag. 49
6.4.2 Ricevitore ODX	pag. 50
6.5 Sistema GPS	pag. 51
6.6 Ala Rogallo	pag. 53
6.7 Deltaplano completo	pag. 55
<u>7. Analisi dei costi</u>	pag. 57
<u>8. Conclusioni e sviluppi futuri</u>	pag. 59
<u>9. Bibliografia e sitografia</u>	pag. 61
<u>10. Ringraziamenti</u>	pag. 63

1. Introduzione

In questa tesi verrà presentata la ricerca e il lavoro svolto per la progettazione e l'implementazione di un DELTAPLANO UAV a motore elettrico per il monitoraggio della zone vulcaniche.

Negli anni è stata evidenziata l'importanza della copertura globale dei dati vulcanici, dal momento che la maggior parte dei vulcani di tutto il mondo non sono monitorati in modo efficace, o non lo sono affatto.

Nel mio progetto le riprese delle zone interessate avvengono mediante l'utilizzo di telecamere e fotocamere digitali autoalimentate oppure collegate alla batteria principale.

Le specifiche che ci sono state assegnate per la realizzazione di questo progetto sono:

- Massa del deltaplano : 10/15 kg
- Inseguimento di way-point prefissati
- Autonomia oraria di 2 ore
- Motore elettrico
- Riprese diurne e notturne
- Invio simultaneo dei dati

Le fasi della missione sono le seguenti:

- Decollo del deltaplano tramite catapulta elastica o razzo Booster
- Salita fino alla quota prefissata
- Volo in crociera attorno alla zona vulcanica interessata per circa 2 ore
- Realizzazione di video e foto attraverso una videocamera digitale
- Invio simultaneo delle riprese video-fotografiche e delle informazioni di volo
- Ritorno alla base

Il profilo alare è un'ala di tipo Rogallo, molto semplice da realizzare e con bassi costi, flessibile così da poter avere un ingombro minimo.

Per limitare al minimo il peso complessivo del deltaplano, il tessuto dell'ala e la paratia esterna sono state realizzate in Dyneema, una fibra sintetica particolarmente adatta per applicazioni sportive quali il kitesurf, il parapendio e la vela. La struttura portante dell'ala è invece realizzata con tubi di fibra di vetro, molto leggeri e flessibili.

Nel secondo capitolo andrò a definire le principali proprietà dell'ala Rogallo e i vari tipi di costruzione mentre nel terzo capitolo analizzerò una sua versione successiva, il Paresev, un velivolo sperimentale della NASA che ha poi dato il via all'utilizzo dell'ala Rogallo nei deltaplani.

Nel quarto capitolo analizzerò il velivolo XV-8, realizzato dalla Ryan Aeronautical Company in collaborazione con la NASA per il pattugliamento e ricognizione e utilizzante anch'esso un ala di tipo Rogallo.

Nel capitolo quinto approfondirò gli obiettivi della missione, analizzando la massa complessiva del mio deltaplano per la parametrizzazione dell'ala, i costi complessivi e il dimensionamento del motore.

Nel sesto capitolo descriverò la vera e propria progettazione del deltaplano, con il dimensionamento dell'ala e dei relativi materiali, la scelta del complesso propulsivo (motore – regolatore - elica foldable), i servomeccanismi per la manovrabilità del deltaplano, il sistema GPS per l'inseguimento dei way-point stabiliti, il data - link per la ricezione dei comandi da terra e l'invio delle informazioni di volo e delle riprese al ricevitore a terra, la videocamera scelta per le riprese diurne e notturne e infine la batteria per l'alimentazione del complesso.

Nel settimo capitolo farò un'analisi finale dei costi complessivi del mio deltaplano e dei singoli componenti.

L'elaborato si conclude con un ottavo capitolo dove saranno presentate le conclusioni e gli sviluppi futuri.

2. L'ala Rogallo

Ala Rogallo o Ala di Rogallo è un tipo flessibile di profilo alare, che prende il nome dai suoi inventori. Nel 1948, Gertrude Rogallo e suo marito Francis Rogallo, un ingegnere della NACA (divenuta poi NASA), inventarono un'ala autogonfiante che chiamarono Parawing, conosciuta più tardi come "Rogallo Wing" e Ala flessibile. La NASA considerò l'invenzione utile per il rientro dei velivoli spaziali del Programma Gemini e per altri scopi. A tale scopo risalgono gli studi con il veicolo Paresev negli anni 1961-1964, condotti dall'agenzia americana, ma l'idea fu accantonata in favore del paracadute nel 1964.

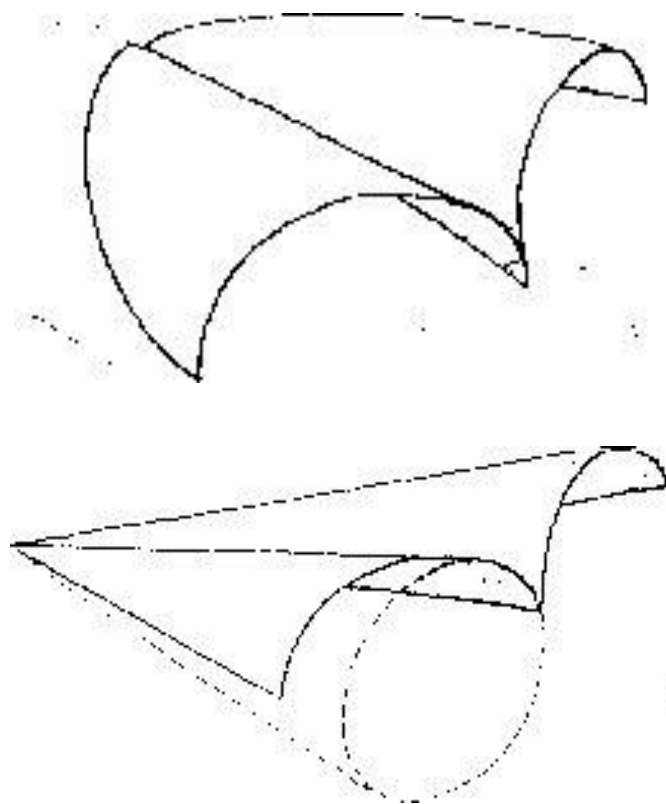


Fig.1 Ala Rogallo in fase di progettazione

2.1 Cenni storici

Rogallo si era interessato alle ali flessibili fin dal 1945. Verso la fine del 1948 riuscirono a sviluppare due tipi funzionanti di ali, una della forma di aquilone (che chiamarono "Flexi-Kite") e un paracadute-vela (che chiamarono più tardi "Paraglider"). Rogallo e sua moglie ottennero il brevetto per un'ala flessibile a forma di V nel marzo del 1951. La vendita del Flexi-kite sul mercato hobbistico permise di finanziare e pubblicizzare il loro lavoro.

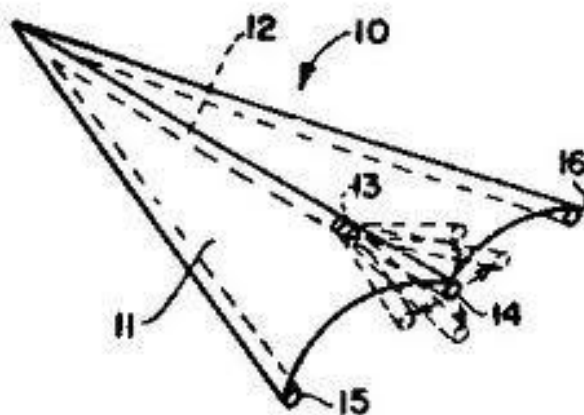


Fig. 2 Prima simulazione dell'ala Rogallo

2.2 Costruzione

Un'ala Rogallo è composta da due parti, superfici coniche con i due vertici congiunti. Ali Rogallo lente hanno coni ampi e bassi. Ali Rogallo veloci (subsoniche e supersoniche) hanno i coni stretti e lunghi. Le ali Rogallo sono semplici e a basso costo, con proprietà notevoli. L'ala in sé non è un aquilone; né un aliante né un velivolo propulso, fino a che l'ala non è arrangiata in una configurazione che veleggia o viene propulsa. In altre parole come è fissata e governata determina il tipo di veicolo.

L'ala Rogallo è vista spesso nei giocattoli come aquiloni, ma è usata per costruire paracaduti per veicoli spaziali, paracaduti sportivi, velivoli ultraleggeri come i trike e deltaplani. Le ali Rogallo hanno ricevuto più di un brevetto; l'evoluzione di questa invenzione includono, forme cilindriche, più lobi, ancoraggi vari, vari angoli d'incidenza, etc. Charles Richard utilizza, nella progettazione del Paresev, ali Rogallo, creando uno standard utilizzato ancora oggi dagli anni '70.

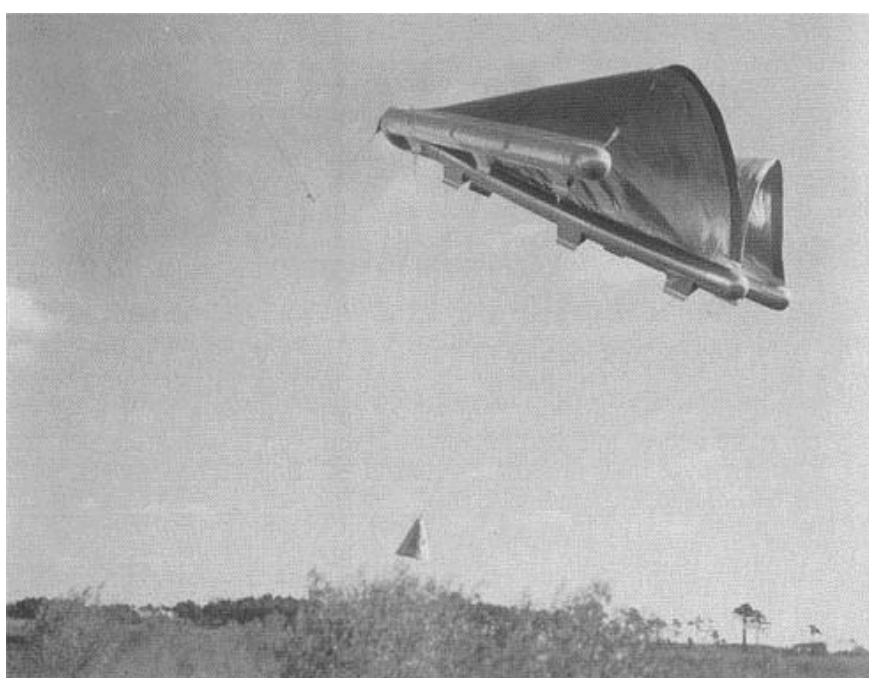


Fig. 3 Ala Rogallo auto-gonfiante

L'ala è disegnata per essere flessibile in aria, favorendo un'ottima aerodinamica, comportandosi analogamente a un'ammortizzatore di una sospensione. La flessibilità permette all'ala di essere meno suscettibile alle turbolenze e permette un volo regolare più di un sistema con ala rigida. Il bordo posteriore non fissato alla struttura, permette ai filetti d'aria di "twistare", dando stabilità aerodinamica senza la necessità di un timone di coda (impennaggi).

Cito direttamente da “<http://history.nasa.gov/SP-4308/ch11.htm#382>”

“Francis and Gertrude Rogallo (right), inventors of the V-shaped flexible "parawing." In December 1961, Langley flight-tested a 50-foot parawing's ability to bring down safely a model of a manned space capsule from a few thousand feet above Plum Tree Island (below), an old army bombing range near Langley Field.”



Fig. 4 Francis e Gertrude Rogallo

“...of stories about spaceflight. Francis Rogallo was struck by the issue's beautiful illustrations of rigid-winged gliders mounted on top of huge rockets.”

“As he recalled later in a 1963 speech to the American Astronautical Society, I thought that the rigid-winged gliders might better be replaced by vehicles with flexible wings that could be folded into small packages during the launching. In August 1952 he met Dr. Willy Ley, one of Colliers consultants, and told Ley his thoughts about flexible wings for astronautics in the conversation Rogallo mentioned that the technology of flexible wings might someday prove very useful when spacecraft

commute regularly between planets: a rocket ship returning from Mars could pop out flexible wings as it entered the earth's atmosphere and glide the last 100 or 200 miles home, saving "the stockholders" that much fuel. "But the time was not yet ripe." (Note that Rogallo imagined, perhaps in jest, that private corporations would be sponsoring the interplanetary travel, not governments)."

"In April 1954, hoping to gain acceptance of his concept for aerospace applications, Rogallo gave a presentation, complete with glider model demonstrations, to the local Tidewater reserve unit of the Air Force Research and Development Command. Two months later, he submitted a proposal to include parawing research in the NACA budget, but the proposal was rejected. Indefatigable, he submitted a proposal to discuss his flexible wing concepts at the annual meeting of the Institute of Aeronautical Sciences (IAS). This was "the first [proposal] that actually reached the program committee after several tries, but it too was turned down. The IAS rejection letter read: Although the paper is out of the ordinary and looks like it might be fine to hear, it just does not fit into our program."

"As it did for so many research projects, the launch of Russia's Sputnik 1 in October 1957 changed the course of history for the parawing. Even before the formation of NASA in 1958, Rogallo had received NACA approval to make a few crude wind-tunnel and model flight investigations of parawings in the 7 x 10-Foot Tunnel Branch. In December 1958, he made a presentation to the Langley Committee on Aerodynamics, and as he remembers, "gradually people in other divisions became interested and volunteered to investigate parawings in their facilities."

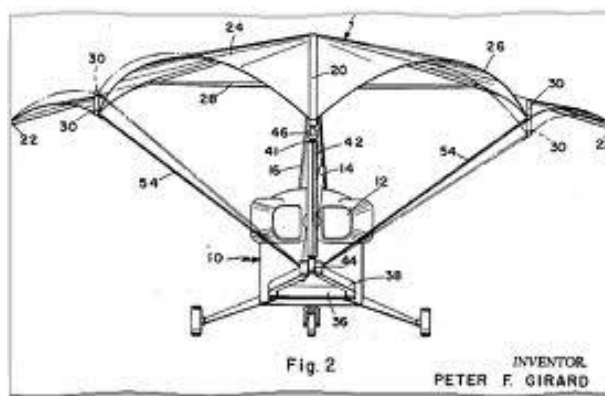


Fig. 5 Primi utilizzi dell'ala Rogallo nei deltaplani

“During 1959 cloth parawings were tested in the 4-Foot Supersonic Pressure Tunnel at Mach 2, and still other parawing models were deployed at high altitudes (150,000 to 200,000 feet) at nearly Mach 3 from rocket launchings at Wallops Island. In August 1959, von Braun invited Rogallo to Huntsville for a presentation, so business was picking Up.”

“For the next year and a half, into early 1961, Rogallo gave talk after talk on his parawing concept to various technical groups. He spoke at the national aeronautics meeting of the Society of Automotive Engineers (April 1960); at Ryan Aeronautical Company and North American Aviation (May 1960); at the annual IAS meeting in New York City (Jan. 1961); and at local IAS chapter meetings in Lancaster, California, and San Diego (March 1961).”

“By the end of 1960, the Ryan company, the same company that built Charles Lindbergh's Spirit of St. Louis, began building a powered man-carrying Ryan Flex-Wing at its own expense; Rogallo was on hand in San Diego to witness its first flight. Also, in early 1961, NASA Marshall gave Ryan and North American contracts to study the feasibility of recovering Saturn boosters by means of parawings. NASA in-house studies of the technological capabilities of the wing were made at Marshall and Langley and demonstrated that recovery of the (later

cancelled) C-2 rocket stage was feasible. By the end of 1961, the DOD let its first parawing contract, to Ryan, for flight tests of the Flex-Wing.”

“The aircraft was later sent to NASA Langley for investigation in the Full-Scale Tunnel. Thereafter, the number of projects and contracts related to parawings increased too rapidly to mention in this brief history.”

“It looked like parawings were here to stay, Rogallo rejoiced at the time, and Sputnik was the reason. By the summer of 1963, it appeared that the concept had achieved worldwide acceptance and that the time had come for his parawing study group to give the U.S. government royalty-free license to use its patents, which it did in a ceremony in Washington on 18 July 1963.”

“In a short speech, Rogallo expressed his hopes for the invention: “We feel confident that the civil and military agencies of the government will carry on this work, and we hope private industry will promote use of the concept for business and pleasure as effectively as they have for astronautics and military aeronautics”. In a separate ceremony a day earlier, Dr. Hugh Dryden, deputy administrator of NASA, presented Francis Rogallo and his wife with a check for \$35,000 for their development of the flexible wing concept; at that time, it was the largest cash award ever made by the space agency to an inventor.”

“Unfortunately, the spaceflight revolution, which had so quickly turned circumstances in the wing's favour, just as quickly turned circumstances against it. That is often the nature of revolutions to take things full circle. From the beginning, NASA's interest in Rogallo's paraglider grew primarily from the possibility of using it as a controllable space capsule recovery system. When that interest waned, so too did NASA's support for the innovative flight technology.”

“Given NASA's formal go ahead for research, Rogallo and his colleagues in the Full-Scale Research Division invested much time,

energy, and emotion in the paraglider concept. Several Langley employees shared Rogallo's enthusiasm for the innovative flight technology and even conducted manned flexible wing flight research during weekends on the Outer Banks with privately owned equipment.”

“Although qualitative in nature, these investigations proved valuable in providing quick answers and indicating promising directions for the much more costly and time-consuming instrumented but unmanned NASA flight research. In wind-tunnel studies at Langley, this research covered a broad spectrum of parawing design parameters everything from the original concept of a flexible lifting surface (indicated in the engineering data as a "limp paraglider") to rigid frame gliders with conical and cylindrical canopies”.

“As this research on the basic technology of the parawing gained momentum at Langley, NASA's STG, still at Langley at this time, grew interested in the possible application of the foldable, deployable, inflatable-frame paraglider to its Gemini EOR program. Specifically, the STG believed it might be used as part of Mercury Mark II, the follow-on to Project Mercury, which ultimately (in January 1962) became Project Gemini. The STG felt that such a wing could be deployed either before or after reentry to provide controlled glide and horizontal landing. Even on a lifting reentry body NASA was giving "lifting body" technology considerable attention in relation to space station studies during this period (see the epilogue) -tests at Langley and other NASA facilities were showing that a parawing could improve the post-entry flight or landing characteristics.”

“In early July 1961, a few weeks before the second manned Mercury flight by Gus Grissom, Gilruth's organization initiated three well-funded design study contracts on the paraglider concept with Ryan, North American, and Goodyear. Of these three companies, North American would eventually produce the most acceptable plan -a study to explore the parawing as an earth-landing system for Project Apollo.

A few weeks later, the STG began requesting that studies of the Rogallo-type paraglider be conducted at NASA centers. At Langley this led, on 31 August, to a research authorization for "Free-Flight and Wind-Tunnel Tests of Guided Parachutes as Recovery Devices for the Apollo Type Reentry Vehicle. By late fall, all of this work came together as a formalized NASA paraglider development program, with Langley and Ames responsible for the wind-tunnel tests and the Flight Research Center for scheduling manned flight tests. Starting in mid-1963, 12 manned flight tests were actually made at Edwards with a so called Parasev."

"If the United States had not been in a hurry to go to the moon, the Rogallo paraglider might have been used as the capsule recovery system for Gemini and Apollo; of course, if the country had not been in such a hurry, it would not have gone to the moon at all in the 1960s -and perhaps would not have gone there ever."

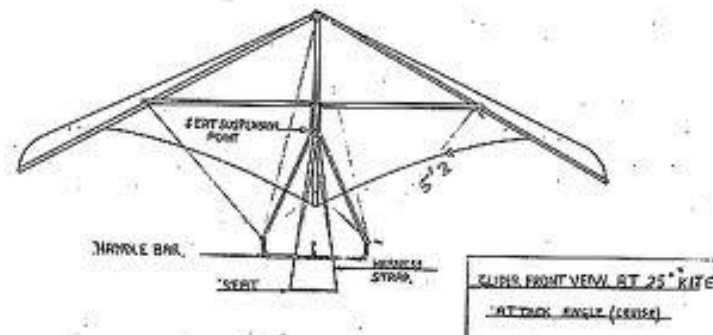


Fig. 6 Primi utilizzi dell'ala Rogallo a due superfici coniche

"As it turned out, the paraglider became hopelessly snarled in a financial, technical, and managerial morass. Richard Hallion recollects the specific problems encountered during the flight tests at Edwards: Paraglider development involved solving major design difficulties in deploying the wing, ensuring that crew would have adequate control over the parawing-equipped craft, and providing stability, control, and handling qualities.

The Flight Research Center's technical staff was never convinced that the scheme was workable. Eventually, because of poor test results and rising costs and time delays, the idea was dropped from Gemini in mid-1964 FRC engineers and pilots had believed that any vehicle so equipped might present a pilot with a greater flying challenge than contemporary advanced airplanes.”

2.3 Successive evoluzioni

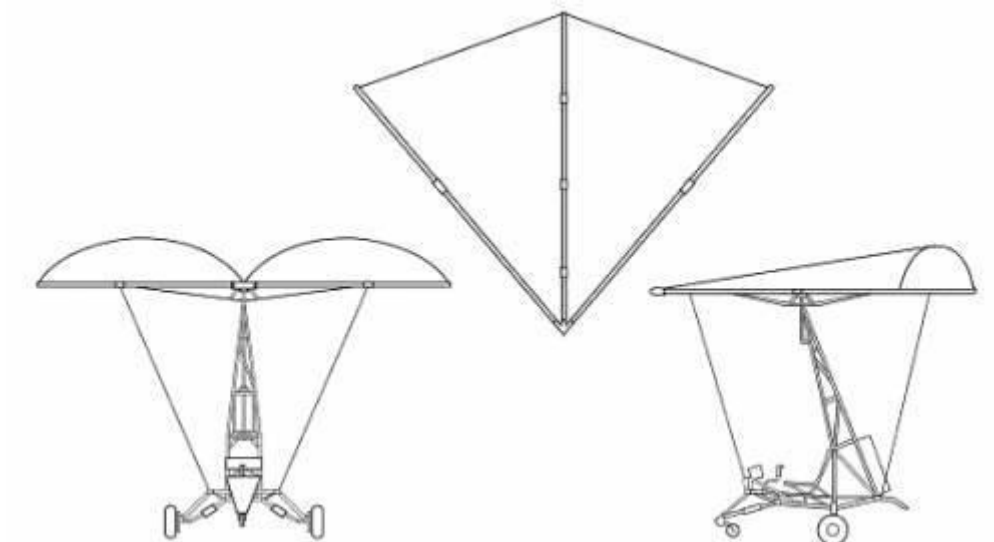


Fig. 7 Successive evoluzioni dell'ala Rogallo

Nel 1961-1962 l'ingegnere aeronautico Barry Hill Palmer ideò diverse versioni di profili alari Rogallo per veleggiatori. Un altro progettista fu l'australiano John W. Dickenson, che nel 1963 costruì un veleggiatore idrovolante. Pubblicità del Paresev creò interesse nel settore, tra i quali John W. Dickenson. Dickenson adattò un telaio su un profilo alare Rogallo. Il modello Dickenson realizzato all'epoca, usa un singolo punto di sospensione e una struttura a triangolo. Iniziò con un profilo alare Rogallo con montato una struttura a U (più tardi a triangolo). L'ala flessibile (chiamata Ski Wing) volò per la prima volta in pubblico a Jacaranda Festival di Grafton nel settembre del 1963 da Rod Fullermentre veniva trainato da una barca a motore.

L'Australian Self-Soar Association sostiene che il primo lancio a piedi di un deltaplano in Australia avvenne nel 1972.

A Torrance in California, Bill Moyes fu assistito da Joe Faust in un lancio a piedi nel 1971/1972. Moyes costituì una società con proprio marchio, per costruire deltaplani ad ala Rogallo, come visto nei voli di Dickenson. Bill Moyes e Bill Bennett esportarono le loro idee in tutto il mondo. Il deltaplano parawing è stato inserito nella Space Technology Hall of Fame della Space Foundation nel 1995. I deltaplani furono usati con il controllo mediante il peso del pilota fin dai tempi di Otto Lilienthal. Gottlob Espenlaub (1922), George Spratt (1929) e Barry Palmer (1962) usarono un sedile a pendolo per il pilota. Interagendo con il telaio dell'ala Rogallo si controllava il volo.

Oggi, la maggior parte di ali Rogallo sono controllate in beccheggio e rollio modificando il centro di gravità. Si crea un sistema a pendolo, muovendo la massa del pendolo (pilota o altro) si governa l'ala. Molti metodi sono stati studiati dalla NASA per le ali Rogallo dal 1958 fino agli anni '60, installati su versioni del Parawing.

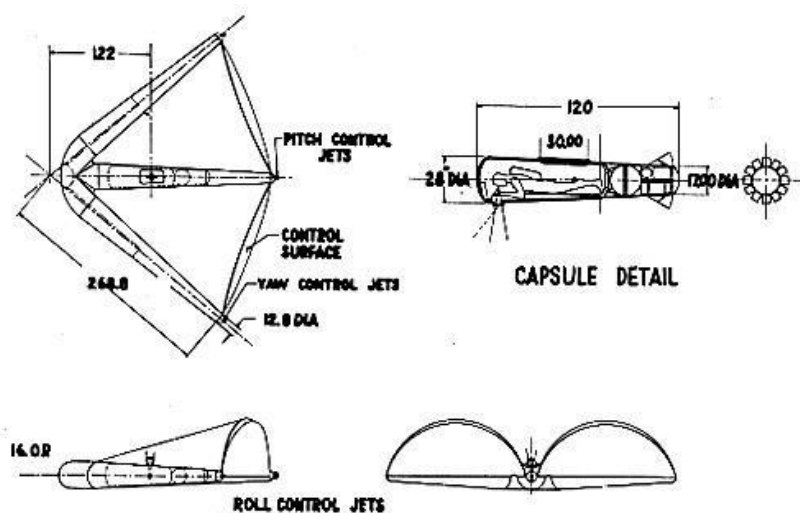


Fig.8 Primo deltaplano con capsula per il pilota

3. Deltaplano Paresev

3.1 Cenni storici

Cito direttamente da <http://it.wikipedia.org/wiki/Paresev>.

“Il Paresev (Paraglider Research Vehicle) fu un velivolo sperimentale della NASA basato sugli studi dell'aquilone-paracadute NACA di Francis Rogallo.

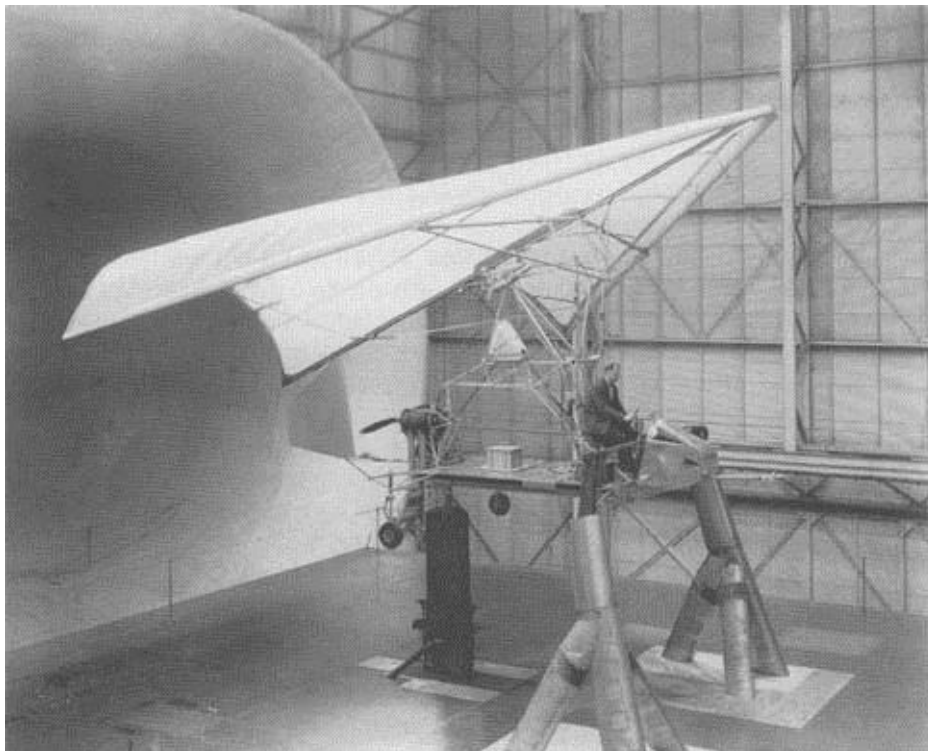


Fig. 9 Test del deltaplano Paresev in laboratorio

Tra il 1961 e il 1965 la capacità dell'ala di Rogallo (anche chiamata "Parawing") di discendere un carico pagante come la capsula spaziale del Programma Gemini da altitudine elevata, fu testata.

Il Paresev fu un veicolo sperimentale usato per capire come controllare l'ala-paracadute per un atterraggio sicuro in un campo volo.

La pubblicità sul Paresev e sul Ryan XV-8 "Flying Jeep" ispirarono molti hobbisti ad adattare l'ala di Rogallo su velivoli ludici, primi esemplari storici di deltaplani.

3.2 Sviluppo

La NASA sperimentò un'ala di Rogallo, che chiamarono Parawing. Sotto le direttive di Paul Bikle, l'ingegnere Charles Richards nel 1961–1962 disegnò l'ala Rogallo a quattro tubi collassabili, usata sul Paresev. La serie Paresev includeva configurazioni alari tali da permettere la richiudibilità dell'ala dal nose plate per il trasporto, usando inizialmente una vela e più tardi del Dacron.



Fig. 10 Primo volo del Paresev nel 1962

La vela Parasev e il telaio volarono per la prima volta il 5 febbraio 1961; solo 14 mesi dopo, nell'aprile 1963, Mike Burns con il suo Skiplane, studiando la bibliografia NASA aiutò l'australiano John Dickenson alla realizzazione del primordiale deltaplano che riprendeva la meccanica a due-lobi, quattro-fasci, disegnati precedentemente da Charles Richards.

3.3 Dati tecnici

DESCRIZIONE	
Tipo	Experimental STOL Aerial Utility Vehicle
Equipaggio	1 pilota
Progettista	Charles Richards, NASA
Costruttore	NASA
Data primo volo	25 gennaio 1962
Esemplari	quattro
DIMENSIONI E PESI	
Lunghezza	4,57 m
Altezza	3,35 m
Superficie alare	16,6 mq
Peso a vuoto	270 kg
PRESTAZIONI	
Velocità max	65 mph

Tab. 1 Parametri tecnici del primo deltaplano Paresev

4. XV-8

4.1 Cenni storici

Cito direttamente da “www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/b253477.pdf”.

“The XV-8A aircraft, (designated FLEEP by this Contractor), resulted from Ryan Aeronautical Company design studies of the application of the Rogallo flexible wing concept to a manned aircraft. This aircraft is an improved version of the original Ryan Flexible Wing manned test vehicle.

The aircraft was designed as a single place, lightweight utility vehicle, capable of carrying a 1000-pound payload and having short field take-off and landing characteristics.

The primary purpose of the test program was to determine the flight characteristics, performance capabilities, and to establish an operational flight envelope for the aircraft. Special attention was directed toward determining the adequacy of the longitudinal control system for performing the landing flare maneuver with idle power.

4.2 Descrizione

Cito direttamente da “XV-8A FLEXIBLE WING AERIAL UTILITY VEHICLE by H. Kredit – 1965”



Fig. 11 Progettazione del primo XV-8

General

“The description of the XV-8A Aircraft is divided into four major categories:

1. Wing
2. Fuselage/gear
3. Tail
4. Power plant

and four minor additional categories:

5. Control system
6. Fuel system
7. Electrical system
8. Cockpit instruments

Wing

The wing is composed of three main structural members: a rigid center keel, and rigid right and left leading edges. The two leading edges join the keel at the apex and form a near-triangular wing plan form. The keel runs longitudinally aft from the apex along the center line of the wing. The flexible membrane, made of Dacron with a polyester coating, is continuously attached to the leading edges and keel. The leading edges have a 500 sweep angle. The total wing area in flat planform is 450 square feet.

The wing support structure is a truss system made of aluminum tubing. The streamlined aluminum spreader bar and supporting structure are so designed and hinged as to permit the leading edges to be folded aft along the keel to facilitate ground handling and storage.

Fuselage / Gear

The fuselage is basically a rectangular platform of conventional riveted sheet metal construction. The platform supports the wing support structure, engine, pilot cockpit and landing gear.

The platform has a cargo loading area of 36,75 square feet. The main landing gear suspension is a single leaf spring of fiberglass construction, semi-cantilever mounted from the cargo platform.

The nose gear mounted forward at the pilot's cockpit is steerable and has a conventional oleo-type shock absorber. Brakes are provided on both main wheels and are actuated by a single toe-operated pedal mounted atop the right rudder pedal.

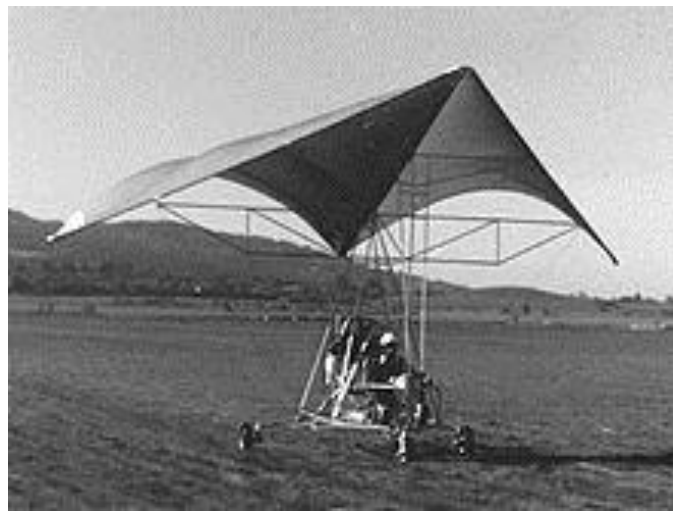


Fig. 12 Primo decollo del XV-8

Tail

The tail is a U-type with a 35 degree dihedral, and it is cantilever-mounted on the outer edges of the aft extension of the cargo bed. The stabilizers are hinged at the platform to enable folding inboard for ground handling and storage.

The movable surfaces attached to the stabilizers incorporate an overhand balance system. In addition, a horizontal elevator is attached to the aft end of the fuselage. The total tail area is 62,93 square feet, with a total movable surface area of 46,70 square feet.

Power Plant

A Continental IO-360A fuel injection engine rated at 210 brake horsepower at 2800 rpm is mounted on a tubular frame in a pusher installation on the aft end of the platform. The engine is equipped with a seven-foot diameter Hartzell constant speed propeller operated in fixed pitch. No starter or generator is installed on the engine.

Controls

The airplane is equipped with a two-control system with the capability of converting to a three-control system. This entire test program was flown with the two-control system.

Longitudinal trim is provided by changing the wing incidence angle with respect to the fuselage platform. A trim wheel located on the left side of the pilot's cockpit allows for pilot actuation during flight. The pitch setting is automatically locked when not in use.

The lateral control system is actuated by a control wheel mounted on the upper end of the control column. The first twenty-five degrees of wheel deflection actuates the hinged tips of the wing leading edges. Further control wheel deflection moves the entire wing laterally with respect to the fuselage. A ground adjustable bolt rope running through the trailing edge of the wing fabric is the only means of lateral control trim.



Fig. 13 Studio e test in laboratorio dell XV-8

Fuel System

A twenty-eight gallon fuel tank is located in the interior of the center section of the platform. An engine driven fuel pump is used to supply fuel to the engine.

An emergency fuel shut-off valve is located in the pilot's compartment. Throttle and mixture controls are located on the left side of the cockpit.

Electrical System

There is no electrical system on the aircraft other than the engine magnetos. Electrical power for the instrumentation system and radio was provided for by conventional storage batteries which were part of the instrumentation system.

Cockpit Instruments

The following engine and flight Instruments are located in the cockpit: oil and fuel pressure, oil and cylinder head temperature, tachometer, manifold pressure, outside air temperature, airspeed, altimeter and rate-of-climb indicator.

Wing Area	450 sq. ft.
Keel and L. E. Length	26,0 ft.
Maximum Span	33,4 ft.
L. E. Sweep Angle	500
T. E. Scallop	6% Wing Area
Total Tail Area (true)	62,93 sq. ft.
Airfoil Section	NACA 0012
Dehedral	350
Power Plant	IO-360-A (Continental)
Prop Diameter	7,0 ft.
Landing Gear Wheelbase	27.6 inches
Track	108,0 inches
Tire Size	7 00 x 6 Type III (L. P.)

4.3 Risultati

From experience gained during the design, fabrication and test program on the XV-8A aircraft, the following conclusions were made:

1. It is feasible to build a vehicle of the type under consideration that will carry disposable load equal to its empty weight;
2. The performance of the fiber glass main landing gear springs in conjunction with the nose wheel oleo strut is excellent. In still air, low-speed ground handling characteristics of the XV-8A are very good;
3. When taxiing at low speed in crosswinds of 5 knots or more with the wing at high incidence, high lateral control forces are required to restrain the wing from canting downwind. These forces can be minimized by precanting the wing in the upwind direction before turning to the crosswind direction;
4. The roll control system, incorporating movable tips at the aft ends of the leading edge spars and a wing roll axis substantially parallel to the flight path, provides powerful control with low pilot effort and little or no adverse yaw;
5. The wing should be moved forward 12 inches with respect to the cargo platform in order to improve the landing attitude with forward center of gravity;
6. Within the range of center of gravity positions tested, the vehicle is statically stable about all axes;
7. With the auxiliary horizontal control surface, longitudinal control at landing approach speed is adequate. Control forces, however, are lower than desirable in comparison to roll control forces;
8. A damping device as installed on the nose wheel is adequate to prevent shimmy;
9. Spanwise battens installed along the outboard portion of the wing, trailing edge are effective in preventing trailing edge flutter;

10. Improved longitudinal control results when the wing pitch trim system is interconnected with the pilot's control column so as to produce $\pm 1/2$ degrees of wing incidence change when the control column is moved through its full travel of 19 degrees. Incorporation of such a system would require that the most advantageous position of the wing pivot point be chosen, in order to avoid excessive control force.”

5. Target del deltaplano

5.1 Introduzione

Per monitoraggio delle zone vulcaniche intendiamo la possibilità di ricevere in tempo reale fotografie e riprese effettuate dal nostro deltaplano nelle aree intorno al vulcano stesso.

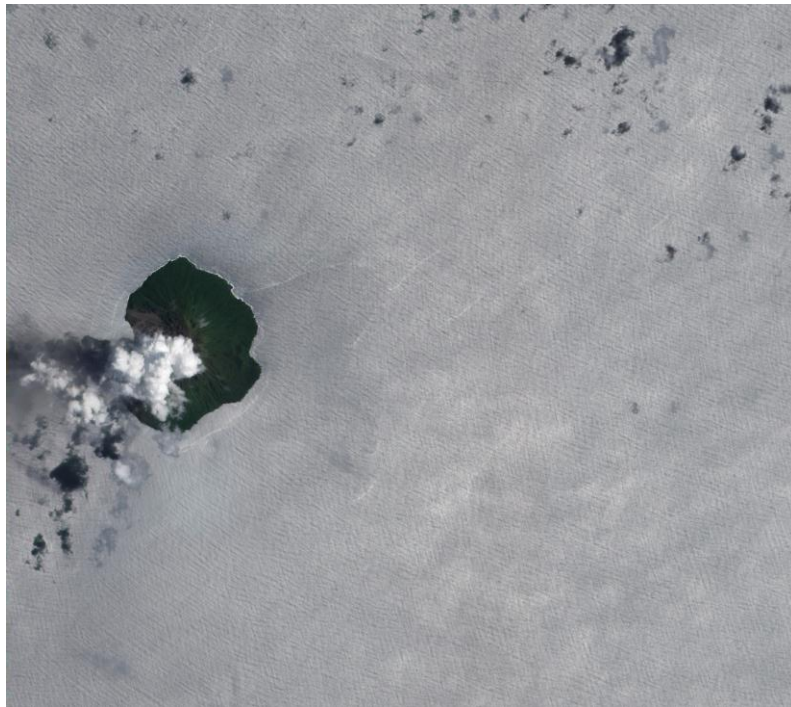


Fig.14 Ripresa aerea notturna di un cratere vulcanico

Per facilitare il trasporto e la maneggevolezza del mio deltaplano, dovrò limitare al minimo le misure dell'apertura alare dello stesso tenendo conto che però ci sia una superficie alare e quindi una portanza tale da equilibrare il peso della parte propulsiva del deltaplano e della strumentazione che andrò a inserire.

Quindi cercherò di limitare al massimo il peso complessivo del velivolo utilizzando tessuti e materiali che forniscano un'alta prestazione con pesi specifici molto limitati.

La parte propulsiva dovrà essere con potenza necessaria per consentire al deltaplano, una volta decollato, di salire fino alla quota desiderata e mantenere una velocità tale di raggiungere gli obiettivi della missione.

La batteria dovrà essere dimensionata per fornire energia in contemporanea alla parte propulsiva, PC, data – link, servocomandi e eventualmente alla videocamera.

5.2 Limite sulle masse

Essendo il mio deltaplano sorretto principalmente dall'ala di tipo Rogallo, il materiale utilizzato per la struttura e la strumentazione di bordo dovranno essere scelti con accuratezza.

Sopportando una massa per unità di superficie di circa 16 kg/m^2 (dati deltaplano Paresev), utilizzerò per la struttura dei tubolari di fibra di vetro e un tessuto di fibra sintetica, il Dyneema, per l'ala.

5.3 Limite sui costi

Per consentire un'ampia commercializzazione del deltaplano, dovrò limitare al massimo i prezzi della manodopera e dei singoli componenti e della strumentazione.

Nella struttura alare si è preferito utilizzare tubolari di fibra di vetro invece di tubolari in Kevlar, sia per una differenza economica che per la maggior flessibilità che hanno i primi.

Per quanto riguarda la parte propulsiva, ho scelto un motore commerciale facile da reperire per limitare i costi, così come per la batteria.

5.4 Endurance

L'obiettivo del mio deltaplano è consentire l'invio di immagini e video simultaneamente per circa 2 ore di tempo e una distanza massima di 20 km.

Il data – link dovrà quindi essere scelto in maniera tale di avere un raggio di trasmissione tra ricevente e trasmittente di almeno 20 km.

La batteria poi dovrà essere dimensionata tale da fornire energia a tutta la strumentazione e alla parte propulsiva per tutta la durata della missione, lasciando una scorta per il rientro alla base.

6. Costruzione

6.1 Propulsione

Per la propulsione del nostro UAV, ho optato per un motore elettrico Brushless a magneti permanenti.

A differenza di un motore a spazzole, non ha bisogno di contatti elettrici striscianti sull'albero motore per funzionare (da qui il nome). La commutazione della corrente circolante negli avvolgimenti, infatti, non avviene più per via meccanica (tramite i contatti striscianti), ma elettronicamente. Ciò comporta una minore resistenza meccanica, elimina la possibilità che si formino scintille al crescere della velocità di rotazione, e riduce notevolmente la necessità di manutenzione periodica.



Fig. 15 Motore Brushless

Cito direttamente dal sito :”

http://it.wikipedia.org/wiki/Motore_brushless”

“Descrizione

In un motore a spazzole, il contatto meccanico delle spazzole con il collettore rotante sul rotore chiude il circuito elettrico tra l'alimentazione e l'avvolgimento del rotore.

In un motore brushless, l'inversione di corrente è ottenuta elettronicamente, tramite un banco di transistor di potenza comandati da un microcontrollore che controlla la commutazione della corrente. Dato che il controllore deve conoscere la posizione del rotore rispetto allo statore, esso viene solitamente collegato a un sensore a effetto Hall, come il Pick-up o a un più preciso resolver.

Vantaggi

Il primo grosso vantaggio riguarda la vita attesa del motore, dato che le spazzole sono il "punto debole" di un motore elettrico. L'assenza di spazzole elimina anche la principale fonte di rumore elettromagnetico presente negli altri motori elettrici.

L'ingombro è limitato rispetto alla potenza che possono erogare, ma soprattutto alla coppia che questi motori riescono ad erogare. In termini di efficienza, i motori brushless viaggiano sempre in condizioni di rendimento ottimali e non dovendo generare il campo magnetico rotorico hanno efficienze maggiori. Gli avvolgimenti sullo statore inoltre dissipano facilmente il calore generato e permettono di costruire motori "lisci", senza alettature esterne.

L'assenza di scintille è fondamentale quando il motore opera in ambienti saturi di composti chimici volatili come i carburanti.

In questo tipo di motori i magneti permanenti sono posizionati sul rotore e sono realizzati con speciali materiali che permettono di avere un'inerzia rotorica molto bassa, cosa che permette di avere un controllo estremamente preciso sia in velocità che in accelerazione. Queste caratteristiche li rendono adatti all'utilizzo nei lettori CD e DVD ma anche, nelle versioni più grandi dell'aeromodellismo, automodellismo e navi-modellismo; e nei veicoli elettrici. Generalmente i motori brushless usati nel modellismo sono trifase.

Recentemente, grazie alla spinta commerciale legata alla richiesta di prodotti ad elevata efficienza energetica nel settore civile, sono stati introdotti sul mercato del condizionamento e della refrigerazione, dove possono ottenere elevati benefici in termini di consumi a favore dei grandi utilizzatori . Esistono applicazioni navali di tali motori con tecnologie a superconduzione che hanno potenze dell'ordine di MW. Ultimamente sono molto utilizzati in campo industriale e impiegati nelle macchine automatiche che necessitano di movimenti precisi e veloci con ingombri decisamente contenuti e grande versatilità, offerta anche da apparecchiature di controllo programmabili molto sofisticate che danno un completo controllo e diagnostica del motore.

Svantaggi

Il principale svantaggio di questo tipo di motori sta nel maggiore costo. Al contrario dei motori a spazzole, infatti, il controllo viene effettuato elettronicamente da un controller, un dispositivo elettronico fornito dal costruttore del motore o da terze parti; per questo non è solitamente possibile utilizzare un potenziometro o un reostato (inefficiente ma estremamente economico) per la regolazione della velocità.”

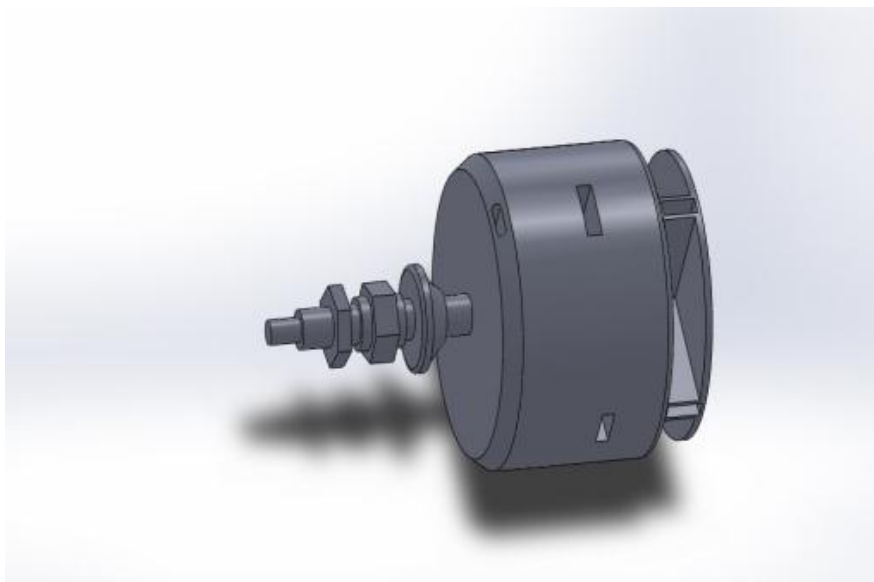


Fig. 16 Motore Brushless riprodotto con Solidworks

Parametri tecnici

Cito direttamente dal sito del fornitore “<http://www.multiplex-rc.de>”:

- Power 400 W
- Type: C 3522-0700
- RPM/V: 700
- Battery : NiMh 6 - 12 cells / Lipo 3S - 4S
- Optimum Current 8 A - 29 A
- Max Current for 15 sec.: 40 A
- diameter Ø 35 mm
- Length: 48 mm
- Weight: 162 g
- Shaft Ø: 5 mm

Elica

L’elica, ovviamente scelta in base alle capacità propulsive del motore, è un’elica foldable (ripiegabile) delle dimensioni 12x6.

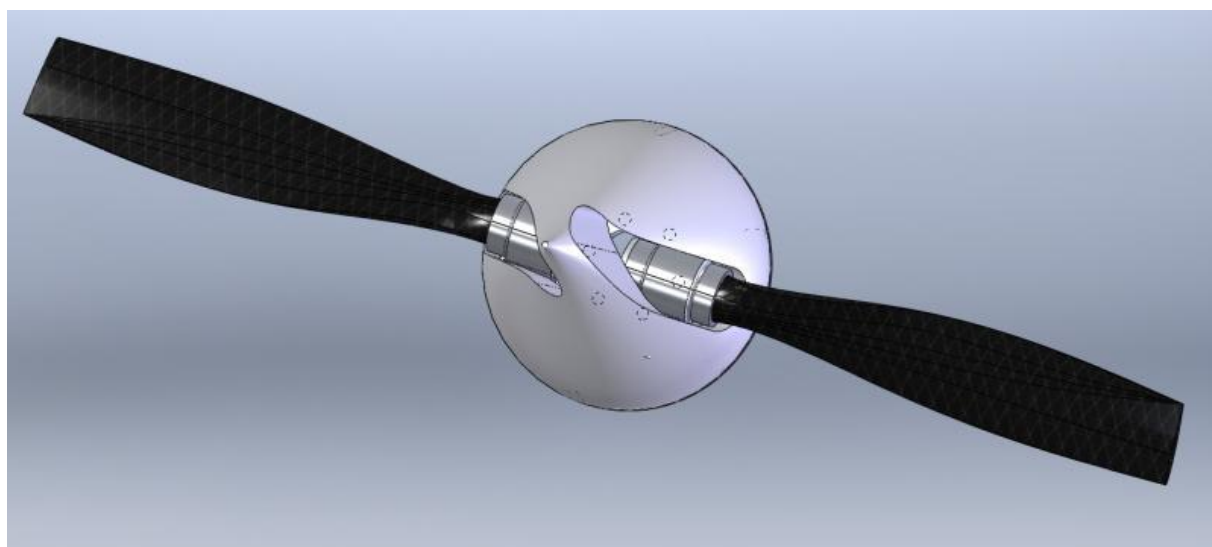


Fig. 17 Foldable Propeller (Elisa ripiegabile)

La scelta dell'elica foldable è dovuta al fatto che dobbiamo limitare al massimo l'ingombro del deltaplano e limitare al massimo la possibilità di danneggiamenti durante il trasporto.



Fig. 18 Elica ripiegabile in conformazione chiusa

Batteria

La batteria sul mio deltaplano dovrà fornire energia in contemporanea a tutto il sistema propulsivo, al servo – comando, al Data – link mentre la videocamera e il Notebook sono auto-alimentati.

La batteria scelta è una Hacker Top Fuel Lipo 4500 mAh 4S di cui illustriamo qua sotto le caratteristiche tecniche.

Il tipo di batteria ricaricabile noto come accumulatore litio-polimero, o più raramente batterie litio-ione-polimero (abbreviato Li-Poly o LiPo) è uno sviluppo tecnologico dell'accumulatore litio-ione.



Fig. 19 Batteria Lipo 4500 mAh

Cito direttamente dal sito :” http://it.wikipedia.org/Accumulatore_litio-polimero

“La principale caratteristica che li differenzia è che l'elettrolita in sale di litio non è contenuto in un solvente organico, come nel molto diffuso disegno litio-ione, ma si trova in un composito di polimero solido, come ad esempio il poliacrilonitrile. Vi sono molti vantaggi in questo tipo di costruzione, che lo rendono superiore al disegno classico litio-ione, tra cui il fatto che il polimero solido non è infiammabile (a differenza del solvente organico che le cellule a Li-Ion utilizzano) e queste batterie sono dunque meno pericolose se vengono danneggiate.

Le celle che oggi vengono vendute come batterie litio-ione-polimero hanno uno schema diverso rispetto alle vecchie celle a ioni di litio. A differenza delle celle in litio-ione, che erano contenute in minuscoli contenitori rigidi in metallo cilindrici o prismatici (a nido d'ape), le attuali celle polimeriche hanno una struttura a fogli flessibili, spesso pieghevoli (laminato polimerico), e contengono ancora un solvente organico. La maggiore differenza tra le celle in polimero e le celle litio-ione in commercio è che nelle seconde, il contenitore rigido pressa reciprocamente gli elettrodi ed il separatore, mentre in quelle a polimero questa pressione esterna non è richiesta perché i "fogli" di elettrodo ed i "fogli" del separatore (dielettrico) sono laminati ciascuno sull'altro.

Dal momento che non è necessario nessun tipo di contenitore in metallo, la batteria può essere più leggera e sagomata per occupare lo spazio che le è riservato nell'apparecchio da alimentare. Dal momento che hanno un impacchettamento più denso senza spazi tra le celle cilindriche e senza contenitore, la densità energetica delle batterie Li-Poly è maggiore di più del 20% rispetto ad una Litio-Ione classica ed è circa tre volte migliore rispetto alle batterie NiCd e NiMH.”

Dati forniti direttamente dal sito :” <http://www.jonathan.it>”

CARATTERISTICHE TECNICHE	
N. celle	4 x 3,7V 4500 mA
Dimensioni	138x40x41 mm
Peso	494 g
Cavetto bilanciatore	Tipo FlightPower MPX TOPfuel
Spina	NO
Scarica continua	30C (135,0 Ampere)
Scarica picco	

Tab. 2 Parametri tecnici della Batteria Hacker Top Fuel 4500 mAh

6.2 Manovrabilità

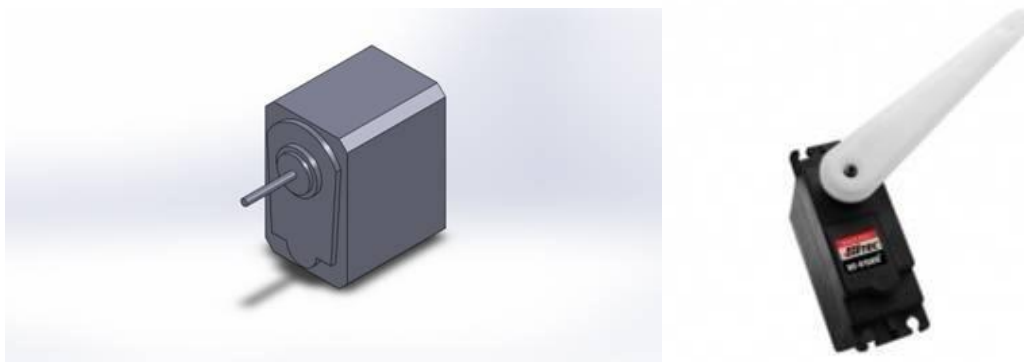


Fig. 20 Servo-comando utilizzato nel nostro deltaplano

Per il controllo e la manovrabilità del nostro deltaplano ho scelto un servo-meccanismo commerciale utilizzato spesso per l'aeromodellismo che, ancorato alla piastra , agisce sul perno principale dell'ala favorendone il movimento di rollio.

Per quanto riguarda il movimento di beccheggio , invece, utilizzo la potenza motore per favorire il cambiamento di quota.

Dati tecnici forniti dal sito :” <http://www.modeltoy.it/>”

CARATTERISTICHE TECNICHE	
Coppia kg/cm	16,7-20,2 / (4,8 -6,0) volt
Velocità sec/60°	0,48-0,38 / (4,8 - 6,0) volt
Dimensioni	66x30, 4x58, 4 mm
Coppia	145 g
Cuscinetti	2
Ingranaggi	Nylon
Produttore	Hitec
Modello	Hitec - Servocomando HS815bb

Tab. 3 Parametri tecnici del nostro servo-comando

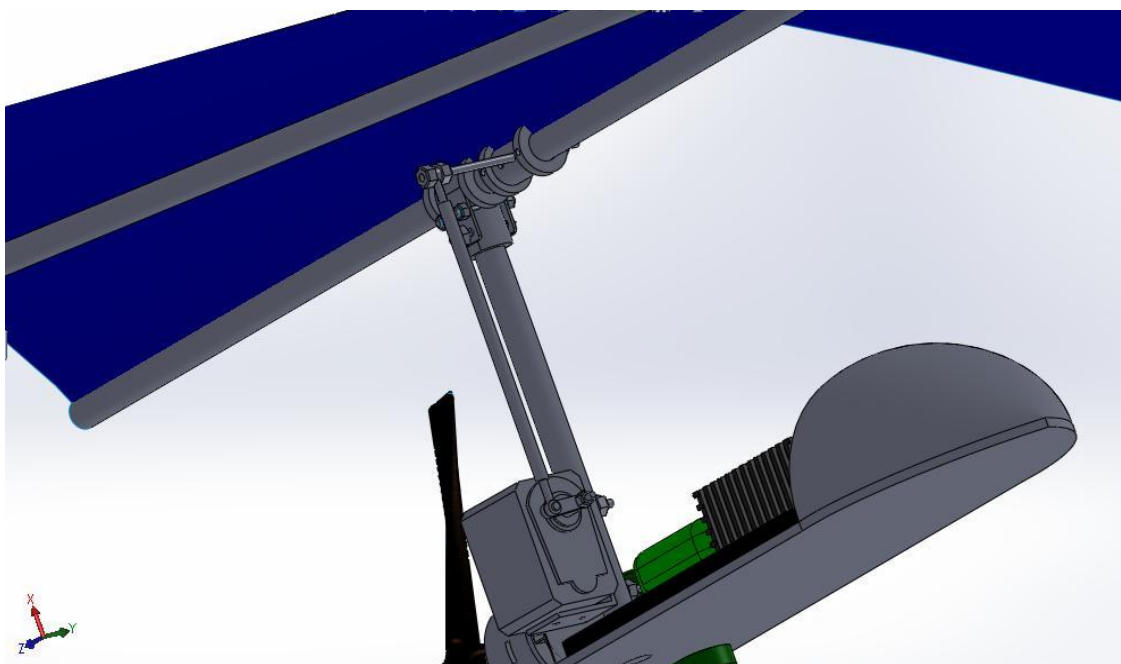


Fig. 21 Montaggio del servo-comando

6.3 Videocamera e ripresa video

La necessità primaria per la scelta della videocamera è stata la eccellente qualità delle riprese e la possibilità che le stesse potessero essere fatte anche in modalità notturna mantenendo comunque una qualità elevata.

La mia scelta è ricaduta quindi su un visore diurno-notturno con un'uscita video per la registrazione delle immagini.

Digital NV Ranger 5x42 Video Kit Digital Night Vision

Cito dal sito del fornitore “<http://www.nightvisioncn.com>”:



Fig. 22 Visore notturno Ranger 5x42

“Ranger 5x42 è un fondamentalmente nuovo dispositivo di visione notturna con una serie di esclusive caratteristiche vantaggiose che è il risultato delle moderne tecnologie ottiche e digitali. Essendo molto diverso dai dispositivi di prima generazione, Ranger 5x42 può sicuramente competere con la seconda generazione in nitidezza e luminosità.

Il dispositivo IR-illuminatore opera nel campo remoto del raggio IR (940nm), invisibile ad occhio nudo ed ha una graduale intensità funzione di potenza di regolazione e memorizzazione di un livello fisso emanazione. Ranger 5x42 è completamente autonomo (alimentato con sei batterie AA), ma può funzionare anche da fonti esterne.

Con la rotella di regolazione sul pannello anteriore si può scegliere il livello adeguato di luminosità del display. Per trasmissioni immagine allo schermo e videoregistrazione il dispositivo è dotato di una uscita video. Per stazionaria prolungata osservazione e la registrazione video si consiglia di montare il dispositivo su un treppiede standard che utilizza filo ¼ pollici di montaggio”.

IR Illuminator



Il Ranger è dotato di due indipendenti built-in illuminatori IR. Uno di loro funziona continuamente ed è progettato per l'osservazione notte ideale condizioni di visualizzazione di un 1/4 luna. L'altro potente illuminatore IR è destinato per l'osservazione di oggetti distanti in condizioni di scarsa illuminazione, comprese buio totale. La potenza IR di quest'ultimo può essere agevolmente regolata e il livello di intensità di luce IR possono essere memorizzati.

Alimentazione



Il Ranger può operare su fonti di alimentazione esterne come veicolo o rete elettrica stazionaria (il dispositivo è dotato di un'uscita speciale per questo) o singolarmente su batterie AA / accumulatori.

Ottica



La lente obiettivo 42 millimetri si distingue per frequenza migliorata e caratteristiche di contrasto. La lente obiettivo in vetro di alta qualità ottica è completamente multistrato.

Regolazione della luminosità Wheel



In Ranger l'immagine viene visualizzata sul display a cristalli liquidi (LCD). Regolazione manuale della luminosità dello schermo LCD viene azionato con la rotella di regolazione.

Registrazione video



Il built-in di uscita diretta di registrazione video consente la trasmissione di immagini e la registrazione video su periferiche (monitor, ecc) nello svolgimento delle osservazioni fisse o mobili.

NV Ranger Digital 5x42 Video Kit Specifica Notte Digital Vision

MODELLO #	TY-NV24 (28041VK)
Generazione	Digital NV
Ingrandimento visivo, x	5x
Lente obiettivo, mm	42 millimetri
Angolo di campo, grado	5 °
Max. campo di rilevamento (1/4 di luna 0.05lux), m *	250m
IR lunghezza d'onda, nm	940nm
IR potenza, mW	2000mW
Risoluzione, linee / mm	≥ 40lp/mm
Regolazione diottrica, diottrie	± 4
Tensione di esercizio, V	7,2-9 (6xAA)
Max. tempo di funzionamento con un set di batterie (IR off / on), ora	10/3
Alimentazione, V	DC 6-12V 1000mA
Uscita video segnale standard	CCIR (PAL compatibile)
Fotocamera risoluzione, pixel (CCIR / EIA)	510x492
Treppiede, pollici	¼
Temperatura di esercizio, ° C	-20 ... 35
Dimensioni, mm	176x116x76
Peso, kg	0,65 kg / 0,8 kg”

6.4 Data – Link

Nelle telecomunicazioni per data link si intende la connessione tra una stazione e un'altra al fine di trasmettere e ricevere segnali digitali. Può anche riferirsi ad un set di componenti elettronici atti a garantire una trasmissione tra le stazioni.

Descrizione

Ci sono almeno tre tipi base di implementazioni data-link:

- Simplex, è la più comune e consiste nelle comunicazioni unidirezionali.
- Half-duplex, sono le comunicazioni che avvengono in entrambe le direzioni ma non in modo simultaneo.
- Duplex, comunicazioni in entrambe le direzioni simultaneamente.

Nell'aviazione civile i sistemi data-link (conosciuti come Controller Pilot Data Link Communications) sono usati per spedire le informazioni tra l'aereo e il controllo del traffico aereo quando l'aeromobile si trova troppo distante dall' ATC per permettere delle comunicazioni vocali chiare e non è possibile nemmeno l'osservazione radar. Questi sistemi sono usati quando l'aereo attraversa gli oceani Atlantico e Pacifico.

Nell'aviazione militare, l'utilizzo del datalink è parzialmente differente e serve per trasmettere informazioni sui bersagli da colpire e per aiutare gli aerei da guerra nell'atterraggio sulle portaerei.

Sui veicoli senza equipaggio (come ad esempio veicoli spaziali) sono implementati sistemi full o half duplex per spedire i segnali di controllo e ricevere i segnali telemetrici.

6.4.1 Trasmittitore OTX

Cito dal sito del fornitore “<http://www.nightvisioncn.com>”:



Fig. 23 Trasmittitore OTX della Avalon RF

“The OTX series of COFDM digital video transmitters excel in performance by providing high output powers in excess of 0.6W while consuming only 6.5W of dc power. They are lightweight and run cool which permits usage in many areas hereto limited by heat & size.

The transmitter has 16 preset channels & a PC GUI (restricted) allows the user to change the preset channel allocations & other parameters. The transmitter can accept 2 video inputs that are beneficial for selecting between standard & IR cameras (optional feature).

The OTX series offers one video channel, stereo audio and a data channel. Provision for an optional Avalon transceiver TR430-2G enhances the usability for most applications that require command & control too.

OTX427/ OTX527/ OTX627 Features

- _ RF power output in excess of 0.6W with 4 power levels control
- _ One broadcast quality video channel (optionally 2 video inputs) – PAL or NTSC
- _ Two audio channels and data @ 19.2Kbps

- _ Sixteen preset frequencies
- _ Bandwidth selectable at 2,3,4 MHz (add suffix N) or 5, 6, 7 or 8 MHz
- _ Robust QPSK modulation
- _ Frequency Range- OTX427 : 390-470 MHz, 770-940 MHz or custom freq bands
- OTX527 : 1.6 – 1.9 GHz standard or any 300 MHz range in L-band
- OTX627 : 2.1 – 2.5 GHz standard or custom band allocated
- _ Connectors: SMA (f) for RF output; LEMO size 0B for power, audio & data
- _ Power: unregulated 9-20V DC, nominal 12V@ 600mA (max power)
- _ Weight: 1 lb (450 grams)
- _ Size: 4” (100mm) W x 5.25” (130 mm) H x 1.5” (40 mm) D

6.4.2 Ricevitore ODX



Fig. 24 Ricevitore ODX della Avalon RF

Description

The ODX402/ ODX502/ ODX602 is a rugged two-antenna diversity “receiver” intended for demanding long range, high mobility wireless video applications. The COFDM transmission of digital video ensures a robust video link.

Several features built into the unit allow monitoring of the link performance. The wide model with the ‘W’ suffix is wider by 1” and accommodates Avalon’s 200Kb/s transceiver TR430-2G for data communication (optional).

Features

- _ UHF, L and S band operation – model dependent.
- _ Low power, light weight yet robust.
- _ Video, audio, and data through a 2,3,4,5,6,7 or 8MHz channel.
- _ 16 channels with ‘quick select’.
- _ Conforms to DVB-T standards.
- _ Sensitivity better than –92 dBm.
- _ Two (2) PAL or NTSC outputs for monitoring & recording.
- _ Stereo audio & Data @ 19.2Kbps
- _ Power: unregulated 9-24V DC, 12V@ 0.5A.
- _ Weight: 1.3 lbs (580 grams) with in-built diversity down-converters.
- _ Size: 6” (152 mm) W x 1.75” (44 mm) H x 6.2” (158 mm) D; 1U High”

6.5 Sistema GPS

Per il rilevamento della posizione durante il volo, l’impostazione dei way – point e la traiettoria da seguire ho scelto un notebook di facile reperibilità in commercio, dimensioni e pesi limitati.

L’obiettivo è quello di poter impostare prima del volo il tragitto che il deltaplano dovrà seguire così da renderlo quasi completamente autonomo durante il volo sia per quanto riguarda l’inseguimento della traiettoria, sia per l’invio in simultanea delle informazioni all’operatore a terra.

Il notebook scelto è un Asus Vivotab Smart, molto piccolo e compatto, leggero ma con ottime prestazioni.



Fig. 25 Asus Vivotab Smart

ASUS VIVOTAB SMART

Cito dal sito del fornitore “<http://eee.asus.com>”:

Spec	
Operating System	Windows 8
CPU / Modem	Intel® Atom™ Z2760 Dual-core
Dimension / Weight	262.5 (W) x 171 (D) x 9.7 (H) mm / 580g Color: Black/White/Red
Memory / Storage	RAM: 2GB / Internal Storage: 64GB 32G / 3 Years ASUS WebStorage
Connectivity / Network	802.11 b/g/n Bluetooth 4.0
Display	10.1" Ratio: 16:9 (1366x768) LED Backlit screen with 178° wide viewing angle IPS panel
Camera	8MP, F2.2, Lens: 5P, Auto-focus (rear) with LED flash, 2 MP(front) with LED indicator 1080p video recording
Interface	2-in-1 Audio Jack (Head Phone / Mic-in) 1 x Micro HDMI 1 x Micro SD Card Reader (support SDXC compatible card) Internal Microphone Dual Speaker with SonicMaster Audio Technology 1 x Micro USB
Battery	Tablet : 25Wh 9.5* hours LI-polymer
GPS	Supported
Sensor	G-Sensor, Light Sensor, Gyroscope, E-compass, NFC

Fig. 26 Dati tecnici del notebook

6.6 Ala Rogallo

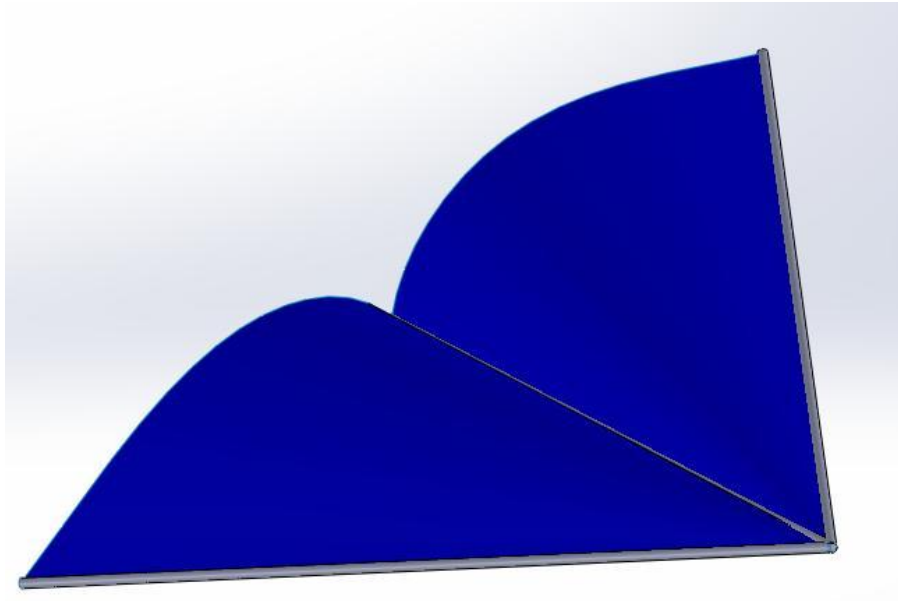


Fig. 27 Ala Rogallo riprodotta con Solidworks

L'ala Rogallo è composta da due parti, superfici coniche con i due vertici congiunti e sarà cucita intorno a dei tubolari in fibra di vetro.

La scelta della superficie alare della stessa dovrà essere dimensionata rispetto al peso dell'ala stessa, della piastra di supporto della strumentazione, della strumentazione stessa e della parte propulsiva, sapendo che l'ala ha un carico alare per unità di superficie di 16 kg/m^2 .

Andiamo ad analizzare quindi il complessivo delle masse del nostro deltaplano per poi dimensionare l'ala.

COMPONENTE	TIPO	MASSA
Ala	Dyneema	400 gr
Struttura dell'ala	Fibra di vetro	3500 gr
Piastra strumentazione	Kevlar	4000 gr
Complesso propulsivo	Brushless	800 gr
Servomeccanismi	Hitec	150 gr
PC	Asus VivoTab Smart	580 gr
Videocamera	OTX427 DVT	800 gr
Data - Link		450 gr
Batteria		1200 gr
	TOTALE	11880 gr

Tab. 4 Calcolo complessivo delle masse del nostro deltaplano

Le dimensioni scelte quindi per l'ala sono le seguenti:

- APERTURA ALARE : 1,8 m
- CORDA ALARE : 1,2 m
- SUPERFICIE ALARE : 1,08 m²
- CARICO ALARE : 16 kg / m²

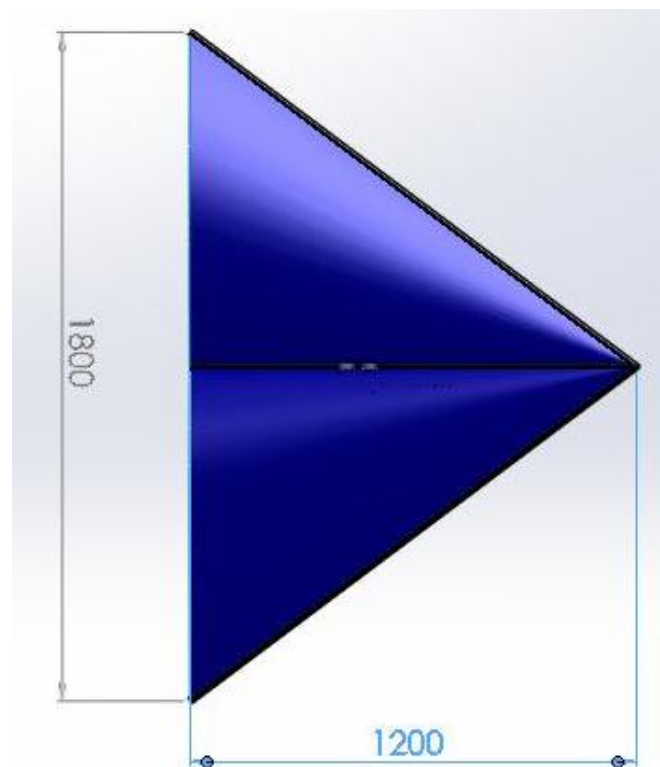


Fig. 28 Dimensioni della nostra ala Rogallo

6.7 Deltaplano completo

Allego ora qualche immagine dimostrativa del progetto del mio deltaplano modellato con Solidworks.

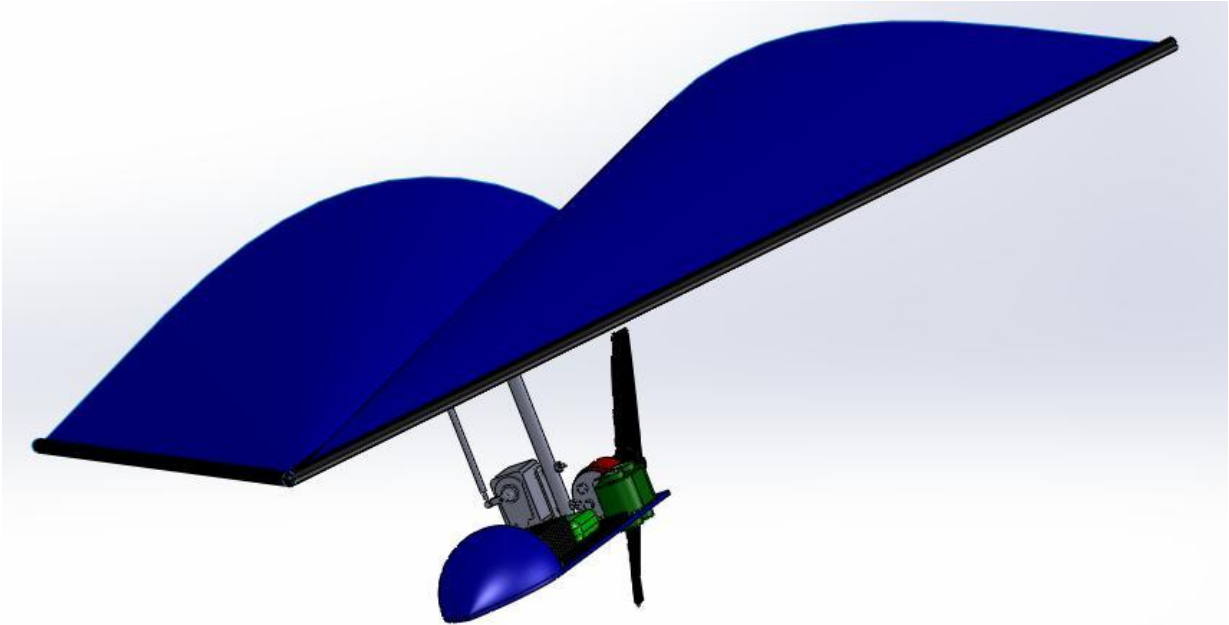


Fig. 29 Prospettiva anteriore SX del deltaplano

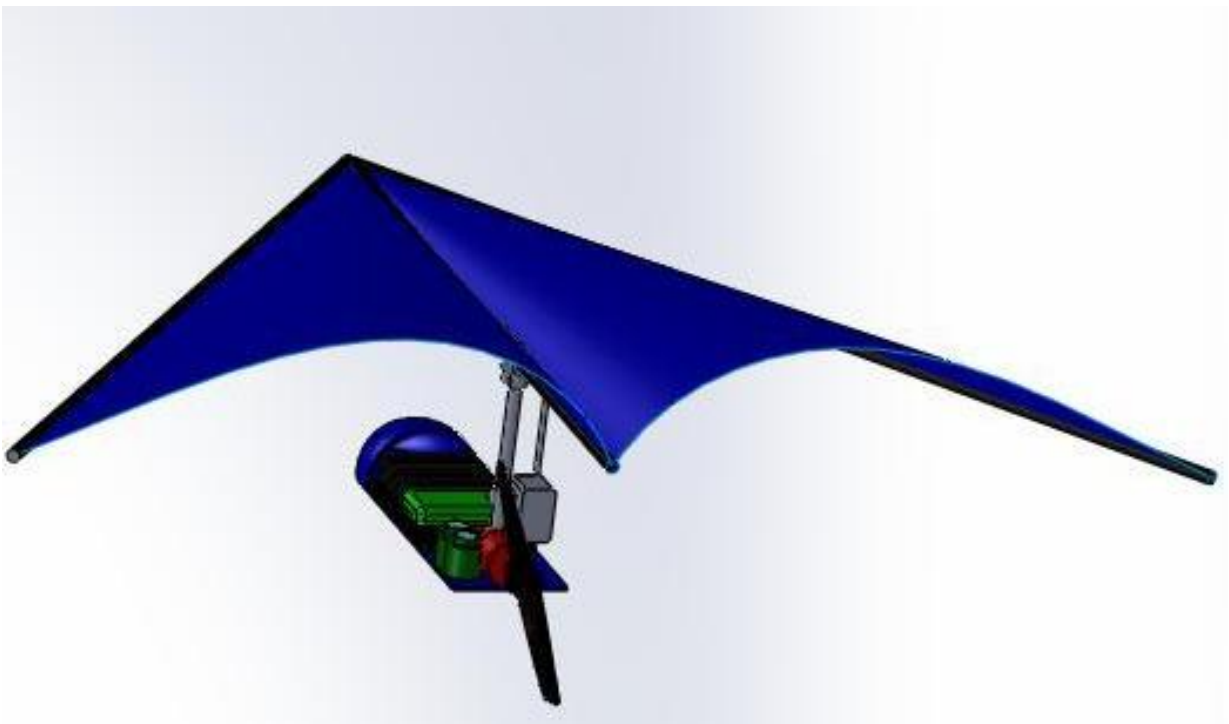


Fig. 30 Prospettiva posteriore SX del deltaplano

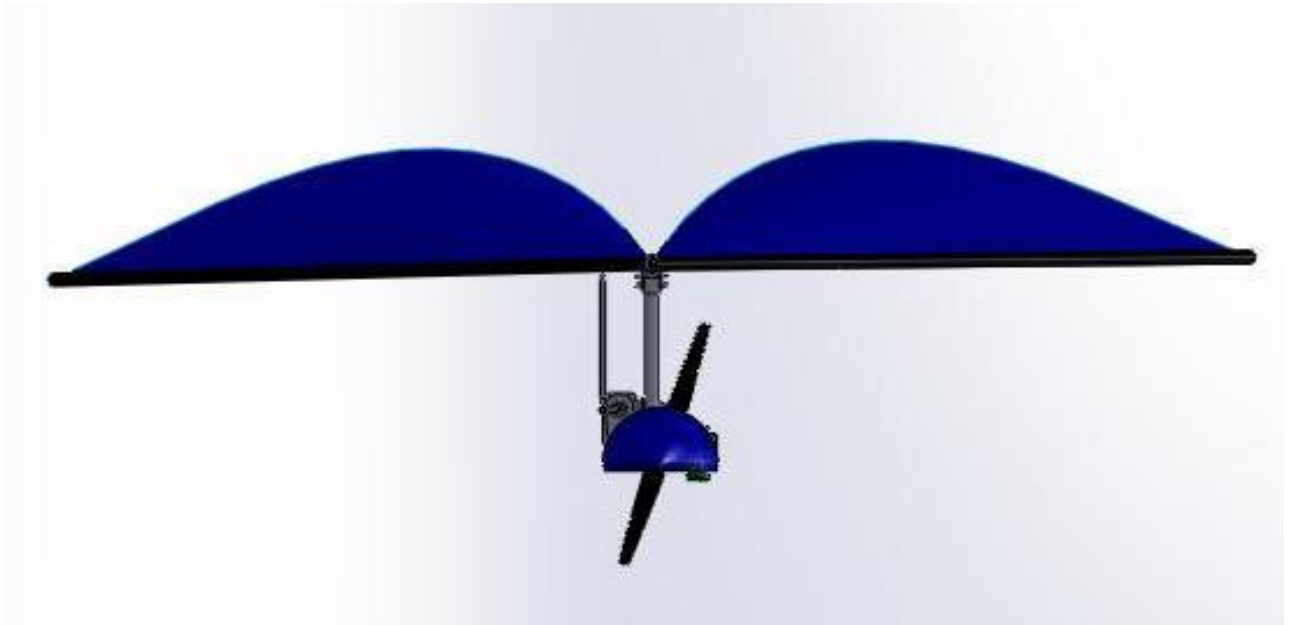


Fig. 31 Prospettiva anteriore del deltaplano

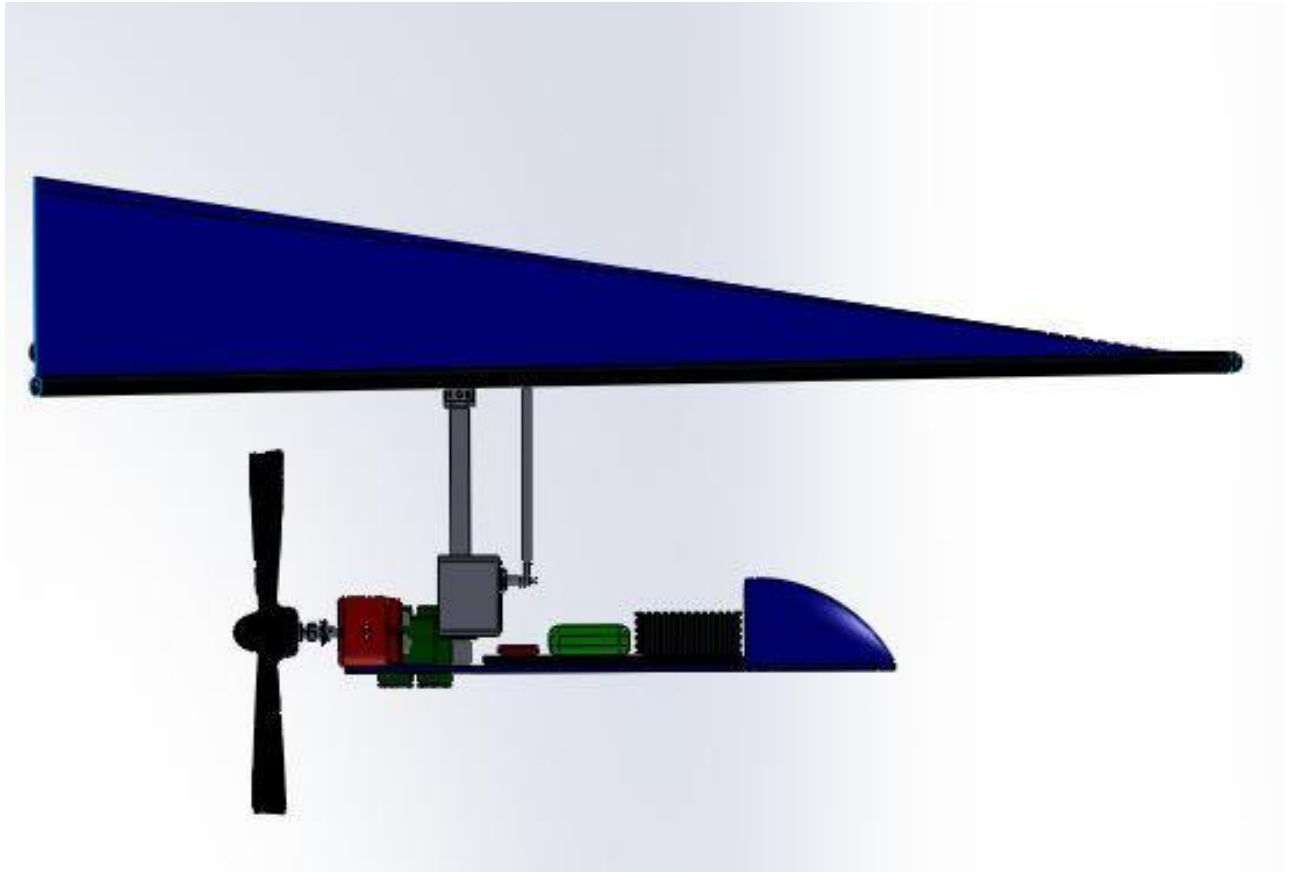


Fig. 32 Prospettiva laterale DX del deltaplano

7. Analisi dei costi

Per calcolare il costo complessivo del mio deltaplano ho analizzato i prezzi medi in commercio dei singoli componenti:

COMPONENTE	MATERIALE / MARCA	COSTO
Tessuto Ala	Dyneema	€ 300,00
Struttura Ala	Fibra di vetro	€ 100,00
Complesso Propulsivo	Multiplex	€ 143,00
Servo-comandi	Hitech	€ 31,00
Cockpit	Kevlar	€ 150,00
Notebook	Asus Vivotab	€ 499,00
Data-link	Avalon- RF	€ 1200,00
Camera	Ranger Digital 5X42	€ 499,00
Batteria	Hacker Top Fuel	€ 95,00
	COSTO COMPLESSIVO	€ 3017,00

Tab.5 Calcolo dei costi complessivi del nostro deltaplano

Visto il limitato costo complessivo del deltaplano , si potrebbe ipotizzare il suo utilizzo “one-way”; quindi una produzione in serie permetterebbe di ridurre la spesa di circa 5 volte.

8. Conclusioni e sviluppi futuri

Scopo della tesi è stato la progettazione di un deltaplano UAV a motore elettrico per il monitoraggio delle zone vulcaniche . A partire da un ala Rogallo che garantisse un'efficienza buona e un'economicità elevata, ho realizzato il cockpit dove abbiamo sistemato tutta la strumentazione necessaria per raggiungere l'obiettivo.

Parte principale è stata data alla scelta del motore, che garantisse una trazione necessaria per la salita alla quota prefissata e la spinta necessaria a raggiungere tutti i way-point prefissati. Ho optato per un'elica pieghevole (foldable) per limitare gli ingombri e ridurre le possibilità di danneggiamento durante il trasporto. Ho scelto il servo necessario per la governabilità del deltaplano in rollio, lasciando al motore invece il compito di permettere la salita e la discesa dello stesso.

Ho situato a bordo la videocamera scelta per le riprese sia diurne che notturne, a fuoco fisso essendo il volo pressoché a quota costante. Ho scelto un notebook che mi potesse fare da rilevatore di posizione e tramite il quale avrei potuto pianificare preventivamente la rotta che dovesse mantenere il deltaplano.

Ho poi scelto il data-link che desse una garanzia di trasmissione dei dati in tempo reale sia per quanto riguarda la traiettoria di volo, sia per l'invio delle riprese a terra. Ho verificato inoltre la portata che questo strumento potesse avere tra trasmettitore a bordo del deltaplano e ricevitore utilizzato dall'utente a terra.

Per ultimo ho verificato l'assorbimento totale delle utenze (motore, servo, data-link) per dimensionare la batteria che garantisse un'alimentazione adeguata per tutta la durata della missione.

Ho situato il tutto su una piastra cercando di limitare al massimo gli ingombri per limitarne il peso.

A livello di sviluppi futuri ho notato che il motore non riesce a fornire una spinta necessaria per il decollo, in maniera autonoma, del mezzo e quindi si dovrebbe approfondire la possibilità di situare a bordo del deltaplano un razzo Booster per la spinta iniziale oppure progettare una catapulta elastica che fornisca la trazione iniziale necessaria.

Un'altra possibilità potrebbe essere, essendo nelle vicinanze di un vulcano e quindi di pendii scoscesi, far decollare il deltaplano lanciandolo dalla sommità. Misurato che la velocità minima per il decollo del deltaplano è 30 m/s, calcoliamo ora il dislivello che deve compiere lo stesso per il raggiungimento di tale velocità.

v = velocità del deltaplano

a = accelerazione gravitazionale

h = altezza di decollo

$$v = a \cdot t$$

$$h = \frac{1}{2} \cdot a \cdot t^2 = \frac{1}{2} \cdot a \cdot \left(\frac{v}{a}\right)^2$$

$v = 30 \text{ m/s}$

$a = 9,81 \left(\frac{m}{s}\right)^2$

$$h = \frac{1}{2} \cdot 9,81 \cdot \left(\frac{30}{9,81}\right)^2 = 46m$$

k = coefficiente di sicurezza = 1,5

$$h_{\text{reale}} = k \cdot h = 69 m$$

Bibliografia e sitografia

- LAMBERT M. SURHONE, MARIAM T. TENNOE, SUSAN F. HENSSONOW.: “Francis Rogallo” *anno 2010*
- <http://history.nasa.gov/SP-4308/ch11.htm#382>
- <http://it.wikipedia.org/wiki/Paresev>
- http://it.wikipedia.org/wiki/Ryan_XV-8
- <http://www.flightglobal.com/pdfarchive/view/1963/1963%20-%201346.html>
- <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/xv-8.htm>
- <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/b253477.pdf>
- <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/460405.pdf>
- <http://www.astronautix.com/craft/firlider.htm>
- <http://eee.asus.com/en/vivotab-smart/specification/>
- <http://www.mgs4u.com/fiberglass-tube-rod.htm>

Ringraziamenti

Desidero innanzitutto ringraziare il Professor Ing. Luca Piancastelli per i preziosi insegnamenti durante questi miei tre anni di laurea, per le numerose ore dedicate alla mia tesi e per la disponibilità a dirimere i miei dubbi durante la stesura di questo lavoro.

Esprimo la mia sincera gratitudine ai miei compagni di corso, in particolare Giovanni, Francesco e Mattia, per i numerosi consigli durante la ricerca e il sostegno morale.

Desidero di ringraziare con affetto i miei genitori, Giuseppina e Sandro, per il sostegno economico, psicologico ed il grande aiuto che mi hanno dato durante tutto il mio percorso e nella vita quotidiana.

Ultimi in elenco, ma non per importanza ringrazio mia sorella Ilaria e Daniele, nonna Fernanda, Elisa, Massimo e Celeste per essermi stati vicini ogni momento durante questo anno di lavoro.