



NORGE

(12) **PATENT**

(19) NO

(11) **322196**

(13) **B1**

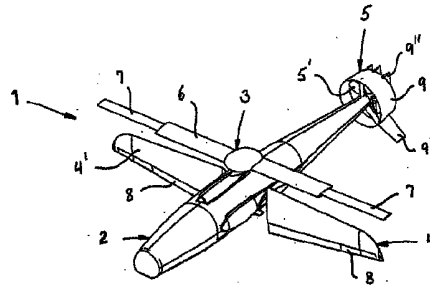
(51) Int Cl.

*B64C 27/22 (2006.01)*

### Patentstyret

(21)	Søknadsnr	20042823	(86)	Int.inng.dag og søknadsnr	
(22)	Inng.dag	2004.07.02	(85)	Videreføringsdag	
(24)	Løpedag	2004.07.02	(30)	Prioritet	Ingen
(41)	Alm.tilgj	2006.01.03			
(45)	Meddelt	2006.08.28			
(73)	Innehaver	SiMiCon AS , Postboks 787, 3606 KONGSBERG, NO			
(72)	Oppfinner	Ragnvald Otterlei, Jørgen Moes gate 65, 3612 Kongsberg, NO Vegard Hovstein, 7120 LEKSVIK, NO Mads Bjørnenak, Victorias vei 23, 4515 MANDAL, NO			
(74)	Fullmektig	Protector Intellectual Property Consultants AS , Postboks 5074 Majorstua, 0301 OSLO, NO			
(54)	Benevnelse	<b>Hybrid luftfartøy</b>			
(56)	Anførte publikasjoner	JP 2003220999 (abstract), JP 2003220999 (engelsk oversettelse av søknad) NO 80655, US 2.580.312, US 3.381.918, US 3.480.237, US 3.971.535, US 4.132.374			
(57)	Sammendrag				

Et hybrid luftfartøy (1) omfattende en fartøyskropp (2), en rotor (3) og en vinge (4) er vist. Vingen (4) er vridbart anordnet til fartøyskroppen (2).



Foreliggende oppfinnelse vedrører et hybrid luftfartøy omfattende en langstrakt fartøyskropp, en rotor med rotorblader som gir løftkraft og en vingedel som rager ut fra hver side av fartøyskroppen.

Bakgrunnen for den foreliggende oppfinnelsen er ønsket om å utvikle et helt nytt konsept for et hybrid luftfartøy. Så langt som mulig skal det utgjøre et optimalt kompromiss mellom et helikopter og et luftfartøy med fast vinge. Konseptet er først og fremst beregnet på ubemannede, mindre fartøyer, så som rekognoseringsfly, uten at dette skal anses som noen begrensning. Luftfartøyer av denne typen er vist i WO 01/56879 A1 og WO 02/096752 A1.

Eksempler på teknikkens stand med hensyn til helikoptre med inntrekbare rotorvinger er vist i US 6,062,508 og US 5,240,204. Ytterligere eksempler på teknikkens stand er vist i US patent nr. 1,418,248 og US patent nr. 4,913,376.

Et formål med den foreliggende oppfinnelse har vært å tilveiebringe et hybrid luftfartøy som kan regulere jevnt og trinnløst i overgangen fra rotormodus, dvs helikopterdrift, til fastvingemodus, dvs flydrift.

Konseptet forbedrer kontrollert overgang, eller transisjon, på flere områder

(faguttrykkene eksisterer først og fremst på engelsk så disse er tatt med i parentes):

- 1) Full syklisk og kollektiv kontroll av rotorsystemet under hele transisjonsfasen – det betyr svært god kontroll med rulling (roll), hivbevegelser (pitch) og vertikale bevegelser.
- 2) Retningsstyrt kraftpådrag (thrust-vectoring) i halepartiet gir stor mulighet for kontroll av hivbevegelser og giringsbevegelser (yaw).
- 3) Hovedvinger med høyt sideforhold og styrbare dynamiske kontrollflater som utsettes for nedadgående luftstrøm fra rotor (rotor-downwash) i hele transisjonsfasen, gir svært god kontroll med rulling og giringsbevegelser.

Teknologien vil gi en kontrollert og sikker transisjon fra rotorkraftmodus til fastvingemodus og tilbake igjen. Dette vil kunne åpne opp for en lang rekke anvendelser:

- 1) Effektive helikopteregenskaper og samtidig ha: høyhastighetsegenskaper, rekkevidde og aksjonstid som et fastvingefartøy.
- 2) Effektive fastvingeegenskaper og samtidig ha: gode sveveegenskaper (hovering), sakteflygningsegenskaper som et konvensjonelt helikopter og muligheter for vertikal letting og landing.

Dette oppnås i samsvar med den foreliggende oppfinnelse ved at det er tilveiebrakt et hybrid luftfartøy av den innledningsvis nevnte art som kjennetegnes ved at hver vingedel er om sin lengdeakse vridbart anordnet til fartøyskroppen og at rotoren omfatter et rotorhus som opptar respektive inntrekk- og utkjørbare rotorblader.

Rotorkonstruksjon kan i en utførelse være av den typen som er vist og beskrevet i norsk patentsøknad nr. 2003 5350. Rotorkonstruksjonen er her kombinert med en vinge der rotorbladene sin virksomme del er nær doblet i forhold til det som har vært foreslått tidligere. Dette innebærer at rotorbladets virksomme del ikke bare tilsvarer en radiuslengde av det faste hus eller vinge, men faktisk tilnærmet en diameterlengde. Hensikten med å ha inntrekkbare rotorblader på et luftfartøy av denne typen er å redusere luftmotstand (drag) i høye hastigheter. Jo høyere forholdstall mellom rotorareal og vingearreal som rotoren skal trekke seg inn i, jo bedre er det – dvs mindre luftmotstand (drag).

Med fordel er respektive rotorblader vridbare om sin lengdeakse i forhold til rotorhuset.

I hensiktsmessige utførelser innbefatter luftfartøyet en halerotor. Halerotoren omfatter fortrinnsvis en propell som igjen er omsluttet av en kanal. Videre kan kanalen innbefatte en eller flere styrefinner.

Hensiktsmessig omfatter vingen til det hybride luftfartøy respektive styringsflater. Hver vingehalvdel kan eventuelt omfatte flere uavhengig regulerbare styringsflater.

Andre og ytterligere formål, særtrekk og fordeler vil fremgå av den følgende beskrivelse av en foretrukket utførelse av oppfinnelsen, som er gitt for beskrivelsesformål og gitt i forbindelse med de vedlagte tegninger, hvor:

Fig. 1 viser skjematisk i perspektiv et luftfartøy ifølge oppfinnelsen under vertikalt løft,

Fig. 2 viser skjematisk luftfartøyet ifølge figur 1 under akselerert bevegelse fremover, ved om lag 50 km/t,

Fig. 3 viser skjematisk luftfartøyet ifølge figur 1 under flukt fremover, ved om lag 120 km/t,

Fig. 4 viser skjematisk luftfartøyet ifølge figur 1 under flukt fremover, ved om lag 170 km/t,

Fig. 5 viser skjematisk luftfartøyet ifølge figur 1 under flukt fremover, ved om lag 200 km/t,

Med henvisning til figurene 1-5 vil nå et hybrid luftfartøy 1 under ulike manøvreringsfaser bli nærmere beskrevet. Luftfartøyet 1 omfatter en luftfartøyskropp 2, en hovedrotor 3 og en vinge 4. Hovedrotoren 3 omfatter i et rotorhus 6 som opptar en rotormekanisme (ikke vist) med minst to rotorblader 7 som kan trekkes fullstendig inn i rotorhuset 6. Det skal spesielt bemerkes at rotorhuset 6 er roterbart sammen med rotorbladene 7. Rotorbladene 7 er i sin tur noe vridbare om sine lengdeakser i forhold til rotorhuset 6.

I tillegg har luftfartøyet en halerotor 5 som sørger for skyvkraft til fremdrift.

Halerotoren 5 omfatter en propell 5' som er roterbart anordnet inne i en omsluttende kanal 9 som igjen har utragende kontrollfinner 9' og stabiliseringsfinner 9''.

Figur 1 viser luftfartøyet 1 under vertikalt løft og uten vesentlig horisontalt fremdrift. Det vertikale løft blir besørget av hovedrotoren 3 der respektive rotorblader 7 er helt utkjørt som vist på figuren. Hver vingehalvdel 4' er dreibart opplagret til luftfartøyskroppen 2 og er på figur 1 vist vridd om lag 90° i forhold til sin stilling under normal flygning. Hver vingehalvdel 4' har respektive styringsflater 8 som kan

fjernstyres til å gjøre vinkelutslag i forhold til vingehalvdelen 4' for manøvrering av luftfartøyet i ulike faser og situasjoner. Under vertikalt løft peker styringsflatene 8 nedad og vingehalvdelen 4' tilveiebringer et giringsmoment for å motvirke det moment som genereres av hovedrotorsystemet. Det skal tillegges at halerotoren 5 tilveiebringer ytterligere motvirkende giringsmoment.

Luftfartøyet 1 må kunne styres innenfor 6 frihetsgrader ved hjelp av:

- 1) "Vertikalt løft": Hovedrotor 3 kollektiv angrepsvinkel
- 2) "Rullingsstyring": Hovedrotor 3 syklisk angrepsvinkel
- 3) "Hivstyring": Hovedrotor 3 syklisk angrepsvinkel + retningsstyrt kraftpådrag haleseksjon
- 4) "Giringsstyring": Vippede hovedvinger m/styringsflater + retningsstyrt kraftpådrag haleseksjon
- 5) "Skyvkraft forover": Hovedrotor 3 syklisk angrepsvinkel + halepropell
- 6) "Sidekraft": Hovedrotor 3 syklisk angrepsvinkel

Figur 2 viser luftfartøyet 1 under tidlig akselerasjon fremover, så som 50 km/t. Luftfartøyet 1 blir akselerert fremover av den kanalomsluttede propell 5' anordnet i den bakre enden av luftfartøyskroppen 2. Hovedrotoren 3 tilveiebringer vertikalt løft, og har hovedkontrollen på hiv- og rullingsbevegelser. De vridbare vingehalvdeler 4' blir gradvis dreid opp mot fluktstilling for å begynne å skape en mindre løftkomponent i luftstrømmen fra hovedrotoren 3 og den frie luftstrøm på grunn av hastigheten fremover.

Luftfartøyet 1 sine 6 frihetsgrader styres ved hjelp av:

- 1) "Vertikalt løft": Hovedrotor 3 kollektiv angrepsvinkel + lite bidrag fra hovedvingen
- 2) "Rullingsstyring": Hovedrotor 3 syklisk angrepsvinkel
- 3) "Hivstyring": Hovedrotor 3 syklisk angrepsvinkel + retningsstyrt kraftpådrag haleseksjon
- 4) "Giringsstyring": Vippede hovedvinger m/styringsflater + retningsstyrt kraftpådrag haleseksjon

- 5) "Skyvkraft forover": Halepropell + hovedrotor 3 syklisk angrepsvinkel  
 6) "Sidekraft": -

Figur 3 viser luftfartøyet 1 under videre akselerasjon fremover, så som ved 120 km/t. Luftfartøyet 1 blir fortsatt akselerert fremover av den kanalomsluttede propell 5'. Hovedrotoren 3 gir nå mindre vertikalt løft og rotorbladene 7 er halvveis trukket inn i rotorhuset 6. De vridbare vingehalvdeler 4' er ytterligere dreid opp mot fluktstilling og gir omtrent halvparten av den nødvendige løftkraft.

Luftfartøyet 1 sine 6 frihetsgrader styres ved hjelp av:

- 1) "Vertikalt løft": Hovedvingen med høytløftinnretninger + hovedrotor 3  
 kollektiv angrepsvinkel  
 2) "Rullingsstyring": Balanseror + hovedrotor 3 syklisk angrepsvinkel  
 3) "Hivstyring": Elevator + retningsstyrt kraftpådrag haleseksjon +  
 hovedrotor 3 syklisk angrepsvinkel  
 4) "Giringsstyring": Vertikal haleseksjon/retningsstyrt kraftpådrag + Vippede  
 hovedvinger m/styreflater  
 5) "Skyvkraft forover": Halepropell  
 6) "Sidekraft": -

Figur 4 viser luftfartøyet 1 under ytterligere akselerasjon fremover, så som ved 170 km/t. Luftfartøyet 1 akselereres fortsatt fremover av den kanalomsluttede propell 5'. Hovedrotoren 3 gir nå minimalt vertikalt løft og rotorbladene 7 er helt inntrukket i rotorhuset 6. Rotorhuset 6 blir gradvis retardert og stoppet. De vridbare vingehalvdeler 4' er ytterligere dreid opp mot fluktstilling og gir nå mesteparten av den nødvendige løftkraft.

Luftfartøyet 1 sine 6 frihetsgrader styres ved hjelp av:

- 1) "Vertikalt løft": Hovedvingen med høytløftinnretninger + hovedrotor 3  
 kollektiv angrepsvinkel  
 2) "Rullingsstyring": Balanseror  
 3) "Hivstyring": Elevator + retningsstyrt kraftpådrag

- 4) "Giringsstyring": Vertikal haleseksjon/retningsstyrt kraftpådrag
- 5) "Skyvkraft forover": Halepropell
- 6) "Sidekraft": -

Figur 5 viser luftfartøyet 1 under stabil, jevn flukt, så som ved 200 km/t. Luftfartøyet 1 drives fortsatt fremover av den kanalomsluttede propell 5' og flyr i prinsipp på samme måte som et konvensjonelt luftfartøy med fast vinge. Rotorhuset 6 er stoppet i en til luftfartøyskroppen 2 tversgående stilling og rotorbladene 7 er fortsatt helt inntrukket i rotorhuset 6. De vridbare vingehalvdeler 4' er dreid helt opp i fluktstilling og gir nå all nødvendig løftkraft. Under flukt fremover blir rotorhuset 6 trimmet slik at det gir minimum luftmotstand. Rotorhuset 6 vil ikke bidra til løft under flukt.

Luftfartøyet 1 sine 6 frihetsgrader styres ved hjelp av:

- 1) "Vertikalt løft": Hovedvingen
- 2) "Rullingsstyring": Balanseror
- 3) "Hivstyring": Elevator + retningsstyrt kraftpådrag haleseksjon
- 4) "Giringsstyring": Vertikal haleseksjon/retningsstyrt kraftpådrag
- 5) "Skyvkraft forover": Halepropell
- 6) "Sidekraft": -

P a t e n t k r a v

1.

Hybrid luftfartøy (1) omfattende en langstrakt fartøyskropp (2), en rotor (3) med rotorblader (7) som gir løftekraft og en vingedel (4) som rager ut fra hver side av fartøyskroppen, **karakterisert ved at** hver vingedel (4) er om sin lengdeakse vridbart anordnet til fartøyskroppen (2) og at rotoren (3) omfatter et rotorhus (6) som opptar respektive inntrekk- og utkjørbare rotorblader (7).

2.

Hybrid luftfartøy som angitt i krav 1, **karakterisert ved at** respektive rotorblader (7) er vridbare om sin lengdeakse i forhold til rotorhuset (6).

3.

Hybrid luftfartøy som angitt i krav 1 eller 2, **karakterisert ved at** luftfartøyet (1) omfatter en halerotor (5).

4.

Hybrid luftfartøy som angitt i krav 3, **karakterisert ved at** halerotoren (5) omfatter en propell (5') omsluttet av en kanal (9).

5.

Hybrid luftfartøy som angitt i krav 4, **karakterisert ved at** kanalen (9) innbefatter en eller flere styrefinner (9', 9'').

6.

Hybrid luftfartøy som angitt i ett av kravene 1-5, **karakterisert ved at** vingen (4) omfatter respektive styringsflater (8).

7.

Hybrid luftfartøy som angitt i ett av kravene 1-5, **karakterisert ved at** hver vingehalvdel (4') omfatter flere uavhengig regulerbare styringsflater (8).



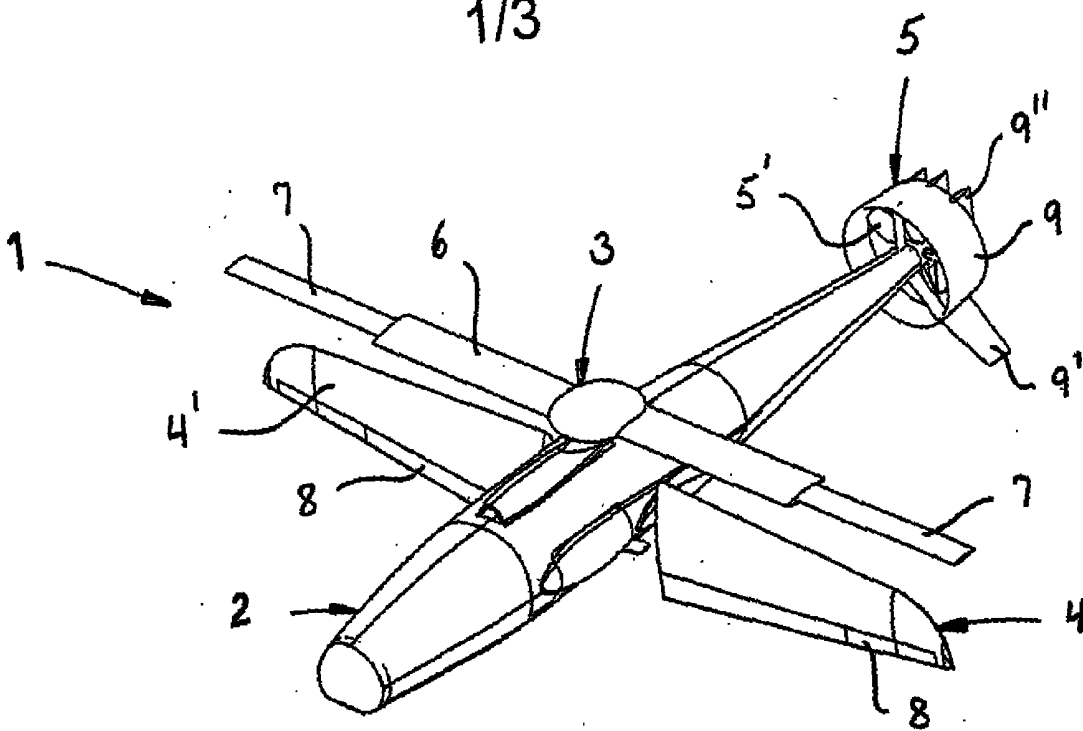


Fig. 1.

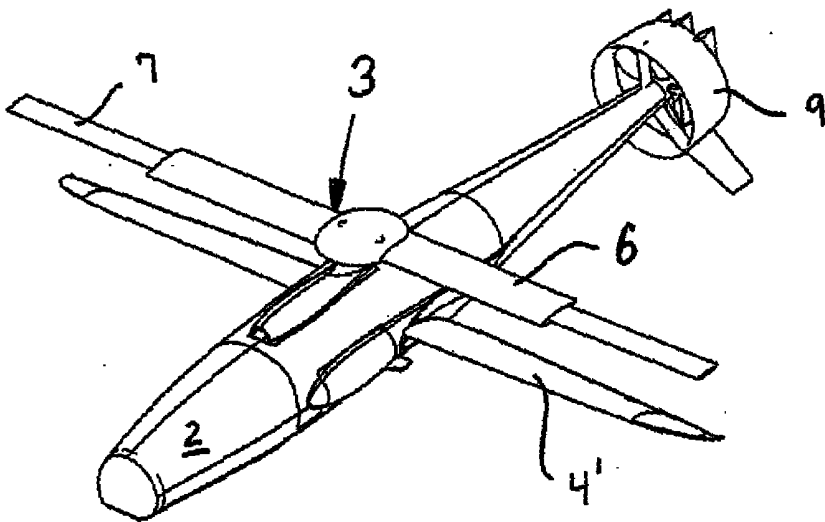


Fig. 2.

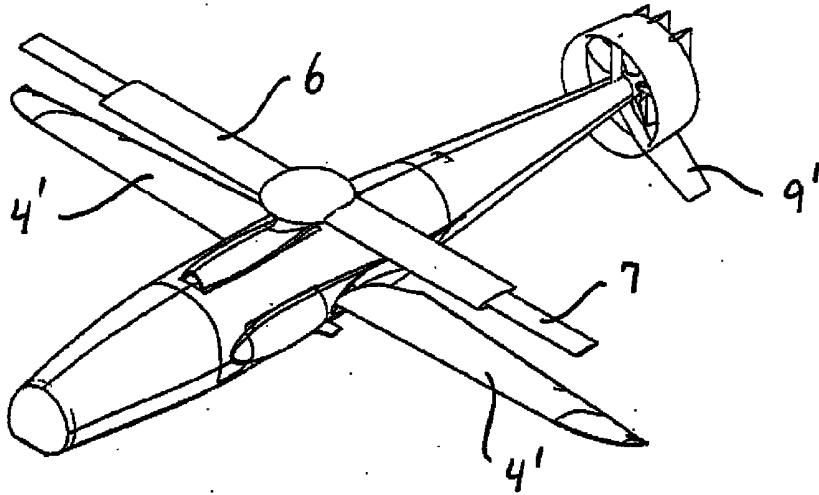


Fig.3.

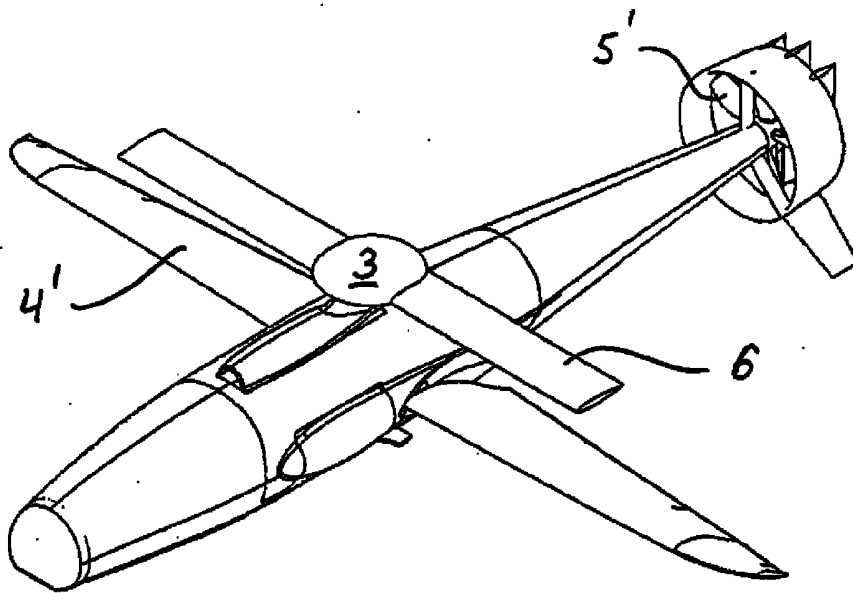


Fig.4.

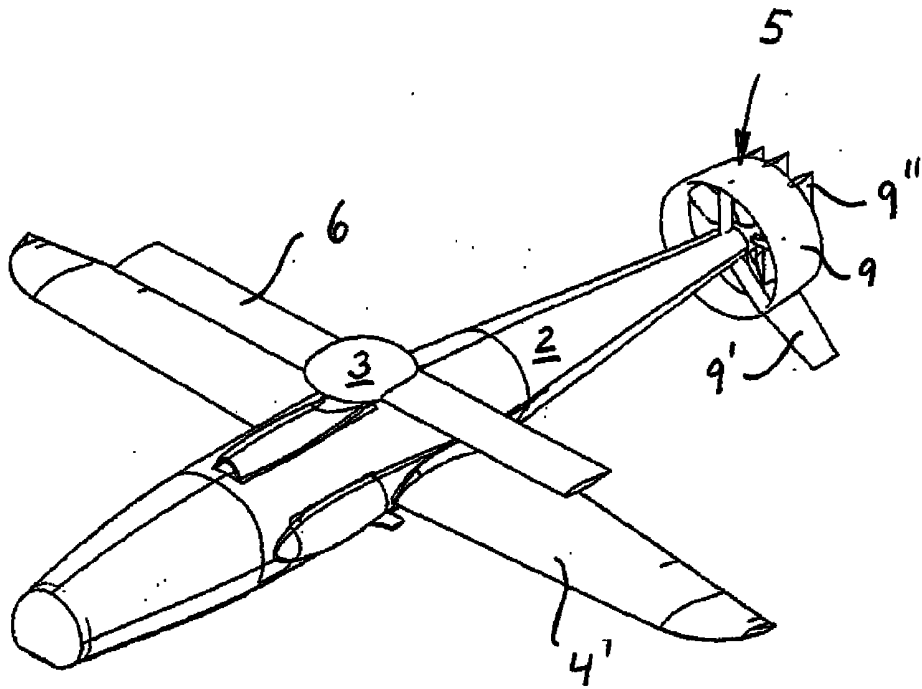


Fig.5.