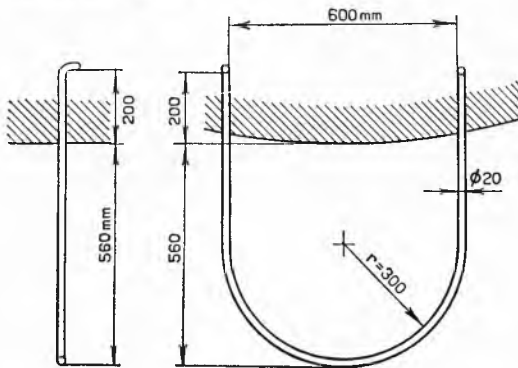


Sl. 29. Penjalice



Sl. 30. Zaštitni obruč

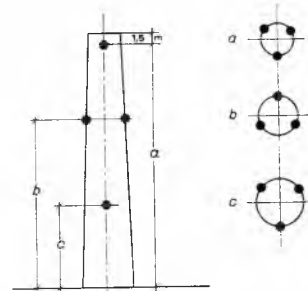
i stavljanjem izolacije, a građenje unutrašnjih dijelova znatno povisuje i investicione troškove.

U novije vrijeme se armiranobetonski dimnjaci (sl. 25, 27) grade i od prefabriciranih betonskih blokova različitih sistema, kao što je npr. sistem Lupescu (sl. 26).

Čelični tvornički dimnjaci grade se za industrijske peći i specijalne uređaje ako je čelični dimnjak pogodniji nego armiranobetonski ili zidani dimnjak zbog tehničkih i ekonomskih razloga i kraćeg trajanja gradnje. Čelični dimnjaci imaju redovno kružni presjek i ponajviše valjkasti (cilindrički), ali i stožasti oblik trupa, a grade se kao samonosni ili sa usidrenjem pomoću čeličnih užeta. Temelj čeličnog dimnjaka je od betona ili armiranog betona sa dovoljnim usidrenjem po propisima o čeličnim konstrukcijama. Trup se gradi sa djelomičnim zaštitnim plaštom (vanjskim, do 2/3 visine) ili sa unutrašnjim zaštitnim plaštom od šamotne ili obične opeke na cijeloj visini i sa šupljinom među čeličnim i zidanim plaštom (3...5 cm) ispunjenom izolacijskim materijalom. Odjeljci (katovi) trupa su uzajamno tijesno spojeni i pričvršćeni vijcima. Debljina čeličnog lima mora biti najmanje 5 mm za promjer grla $d_0 \leq 100$ cm, a ako je $d_0 > 100$ cm, debljina lima mora biti 6 mm, s tim da se prema temelju pojačava. Čelični dimnjak sa zaštitnim plaštom i izolacijom je prikazan na sl. 28.

Oprema visokih tvorničkih dimnjaka. Na svakom tvorničkom dimnjaku moraju, za čišćenje i popravke, biti ugrađene čelične penjalice (min. $\varnothing 20$ mm) na vanjskoj i unutrašnjoj strani trupa u razmacima po 30...40 cm i sa istakom 16 cm, a osim toga moraju na dimnjaku biti čelični zaštitni obruči (min. $\varnothing 20$ mm ili 50×5 mm) u razmacima po max. 3 m i sa istakom 56...60 cm (sl. 24, 28, 29, 30).

Svaki tvornički dimnjak viši od 30 m mora imati signalno osvjtljenje na propisanoj visini (vidi sl. 31 i tabl. 3), a prema potrebi i istaknuti balkon oko



Sl. 31 Signalno osvjtljenje na tvorničkim dimnjacima

vanjskog zida dimnjaka, na mjestu gdje su signalna osvjtljenja (v. sl. 24). Osim toga se tvornički dimnjaci iznad 30 m visine označuju i napadnim premazima (npr. crveno-bijelim kvadratima ili pojasima).

Svaki tvornički dimnjak mora imati gromovod u skladu sa tehničkim i sigurnosnim propisima. Dimnjak viši od 30 m visine

Tablica 3
RAZMJESTANJE SIGNALNOG OSVJETLJENJA NA TVORNIČKIM DIMNJACIMA

Visina lampa, m	Visina dimnjaka, m								
	32	50	56	63	70	80	90	100	110
a	30,5	48,5	54,5	61,5	68,5	78,5	88,5	98,5	108,5
b	—	—	27,0	31,5	33,5	38,5	43,5	48,5	73,5
c	—	—	—	—	—	—	—	—	38,5

mora imati dva gromovoda na suprotnim stranama. Svaki gromovod mora biti posebno uzemljen, a oba gromovoda treba spojiti pri glavi dimnjaka i u zemlji (pod terenom). Gromovodne motke moraju stršiti 1 m iznad glave dimnjaka. Kod čeličnih dimnjaka mora svako čelično uže za usidrenje dimnjaka imati svoje uzemljenje.

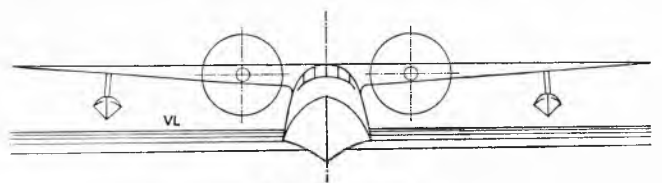
LIT.: O. Krell, Altrömische Heizungen, München 1901. — H. Fahr, Die Fabrik-Schornsteine, Hagen i. W. 1940. — A. Hasenbein, Maurer, Schornsteinfeger. Schornstein, Berlin 1942. — J. R. Dalzell, Ch. L. Hubbard, Air conditioning, heating and ventilating, Chicago 1947. — M. Radonić, Grejanje i vetrenje, Beograd 1952. — W. H. Severns, J. R. Fellows, Air conditioning and refrigeration, New York 1958. — M. Garms, Handbuch der Heizungs- u. Lüftungstechnik, Leipzig 1959. — A. Iliev Ljavev, Visoki stomanobetoni komini, Sofija 1962.

V. Sajko

DINAMIČKA LETEĆA MAŠINA, naprava koja svoju sposobnost da leti ili se trajno održava u vazduhu zasniva na uravnoteženju svoje vlastite težine pomoću neke veštački stvorene dinamičke sile, najčešće aerodinamičke.

Glavni i najrasprostranjeniji predstavnik dinamičke leteće mašine jeste avion ili aeroplan. On uravnotežava vlastitu težinu time što stvara aerodinamičku silu na svom nosećem sistemu, krilu, njegovim relativnim kretanjem kroz vazduh. Da bi avion mogao poleteti, potrebno je ubrzati ga do neke određene minimalne brzine (koja zavisi od težine aviona, noseće površine krila i njegovih aerodinamičkih karakteristika) i time stvoriti na njegovu krilu uzgon dovoljno velik da savlada vlastitu težinu celog aviona. Kada je avion već uzleteo i postigao potrebnu visinu, prelaz na veću horizontalnu brzinu leta postiže se smanjenjem napadnog ugla (v. *Aerodinamička sila i moment*, TE 1, str. 11), što dovodi do smanjenja koeficijenta otpora i povećanja brzine. Treba li da se avion popne na veću visinu, opet se povećava napadni ugao, čime se povećava nosivost ali i otpor aviona. Brzina se smanjuje u svom apsolutnom iznosu, ali dobija odgovarajuću vertikalnu komponentu, »brzinu penjanja«. Osnovna shema rasporeda i funkcionisanja glavnih sila na avionu za vreme leta data je na sl. 1. članka *Avion* (TE 1, str. 562) u kojem je članku dat takode pregled konstrukcije aviona i prikaz uređaja u njemu.

Prvu fazu evolucije aviona u cilju proširenja domena njegove praktične primene predstavljala je adaptacija aviona za upotrebu sa vodenih površina. Tako je nastao hidroavion ili hidroplan.

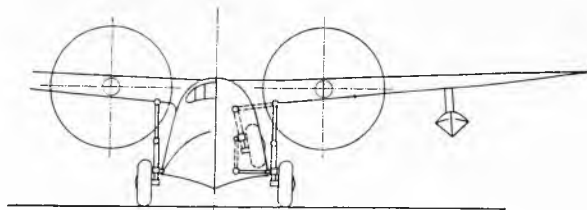


Sl. 1. Hidroavion

Stajni organi sa točkovima zamenjeni su na njemu odgovarajućim plovnim organima, i to najčešće u vidu dva uporedna plovka. Daljom evolucijom ova dva plovka stopila su se sa centralnim trupom u jedan veći centralni čamac, čije dno ima sve karakteristike plovaka a unutrašnjost ima ulogu trupa (sl. 1).

Dalji korak ka većoj univerzalnosti praktične primene aviona javlja se u koncepciji *amfibije* (sl. 2), koja predstavlja praktično

objedinjenje aviona i hidroplana, tj. sadrži istovremeno i stajne i plovne organe. Kako je plovni organ po volumenu i težini predominantan, on se obično uzima kao glavni, osnovni organ za kontakt s površinom zemlje, a stajni organi mu se dodaju sa strane.



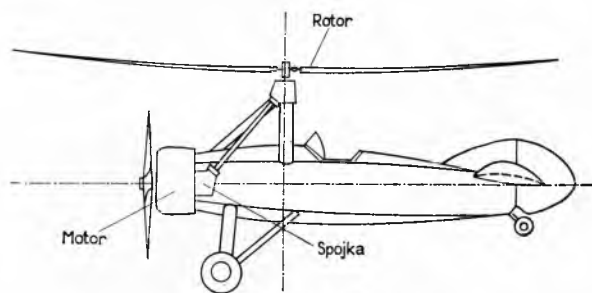
Sl. 2. Amfibija

Budući da se istovremeno može koristiti samo jedna vrsta organa za pristajanje, to se stajni trap pravi takav da se može uvlačiti kako za vreme plovitbe tako i u vreme samog leta. U unutrašnjosti čamca ima dovoljno slobodnog prostora za smeštanje preklapljene stajnog trapa.

Svaka vrsta organa za pristajanje predstavlja za letelicu parazitni teret koji štetno deluje na leteće karakteristike; to se potencirano odražava kod amfibije, koja je opterećena sa dve vrste takvih organa. Težina stajnih organa suvozemnog aviona iznosi $\sim 6\text{--}8\%$ od ukupne težine aviona, a plovnih organa hidroplana i preko 10% njegove težine. Stoga je prirodno da amfibija pod istim uslovima pogonske snage mora biti redovno slabija u svojim performansama nego obični avion ili hidroplan. To je razlog zbog koga se ovaj tip letelice primenjuje relativno retko, samo u slučajevima stvarne nužde, kad uslovi geografske konfiguracije terena to izričito diktuju.

Za stvaranje potrebne uzgonske aerodinamičke sile na avionu neophodno je da se celi avion translatorno kreće izvesnom brzinom. To znači, da potrebna poletna staza ima odgovarajuću dužinu. Ako se klasični oblik kruto ugrađenog krila aviona zameni obrtnim nosećim sistemom u vidu tzv. rotora, dobija se kategorija letelica zvana *rotoplan* ili *žiroplan*, koja samom rotacijom rotora može na mestu da stvori potrebnu uzgonsku aerodinamičku silu i bez translatornog kretanja cele letelice. Predstavnici ove kategorije letelica jesu autožir i helikopter.

Autožir ima za pogon odnosno vuču u prednjem delu trupa normalno ugrađen motor sa vučnom elisom, a za stvaranje uzgona ima noseći sistem u vidu obrtnog krila, rotora ili noseće elise (sl. 3). Rotor je izveden obično od tri do četiri uzana kraka (lopaticice) sa presekom aeroprofila.



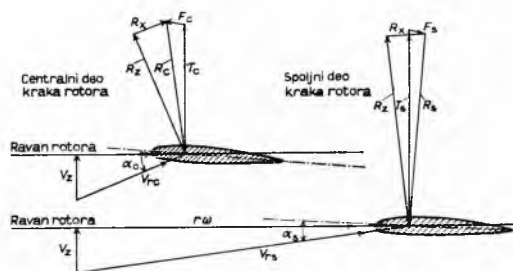
Sl. 3. Autožiro

Osnovna karakteristika ove koncepcije letelice, po kojoj je ime dobila i koja je bitno razlikuje od helikoptera, jeste autorotacija nosećeg sistema, tj. činjenica da se rotor u načelu okreće sam od sebe, nepogonjen od motora. Postanak i održavanje autorotacije, kao i raspored sile i brzina na pojedinim krakovima rotora, prikazani su na sl. 4. Na njoj su predstavljena dva preseka kraka: jedan u centralnom i drugi u spoljnjem delu. Lokalna brzina kraka $r\omega$ i brzina vazdušnog protoka V_z slažu se u rezultantu brzina V_{rc} odn. V_{rs} . Pravac ove rezultantne brzine sa tetivom kraka rotora zaklapa napadni ugao α_c odn. α_s ; rezultujuća aerodinamička sila R_c odn. R_s sastoji se od komponente R_z u pravcu brzine V_{rc} odn. V_{rs} , i komponente R_x upravno na taj pravac.

Aerodinamička sila R_c odn. R_s razložena na komponente u ravni rotora i upravno na tu ravan daje silu otpora kretanju rotora F_c odn. F_s i silu uzgona rotora T_c odn. T_s . Vidi se da je u centralnom delu kraka sila otpora F_c negativna, tj. centralni sektor kraka pretvara se u pogonski element (vetrenjaču) koji pokreće krak. Nasuprot tome spoljni deo kraka ponaša se kao obična elisa jer je njegova komponenta otpora F_s pozitivna te zahteva pogonsku snagu, koju dobija od centralnog sektora. Tako se, od časa izjednačenja pogonskog momenta od strane vetrenjače i potrebnog momenta za pogon elise, stvara autorotacija koja svojim uzgonom vrši ulogu nosećeg sistema. Motorna grupa pomoću elise daje potrebnu vučnu silu za vožnju i savladavanje svih otpora u pravcu leta.

U cilju mirnijeg rada i poboljšanja uslova praktične stabilnosti leta, krakovi rotora nisu vezani kruto u svojim glavičnima, nego im je preko zglobovskih veza ostavljena izvesna sloboda oscilovanja oko horizontalne i oko vertikalne ose, a ima i rotora s krakovima kojima pilot može menjati korak.

Motor autožira može imati specijalnu spojku za povremeni pogon rotora pri poletanju (v. sl. 3). Poletanje se uz pomoć motora izvodi tako da se rotor ukopča preko spojke na motorni pogon dok dobije toliki broj obrtaja da se stvori pretežan deo uzgona potrebnog za uzlet; potom se motorni pogon odvoji od rotora i celokupna snaga motora prebaci na pogon elise, koja daje potreban zalet i povećavajući na taj način brzinu na krakovima



Sl. 4. Sile i brzine na kraku autožira

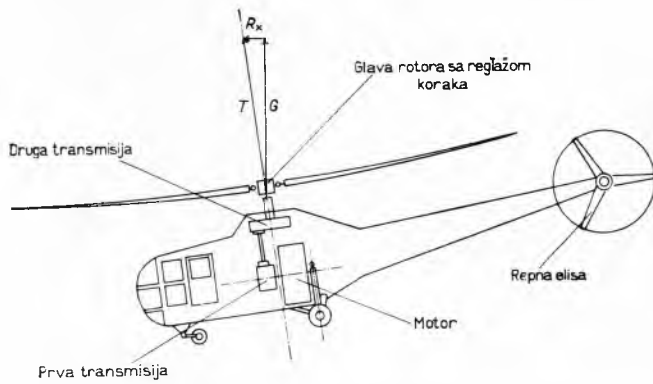
rotora dopunjava uzgonsku silu do vrednosti potrebne da bi letelica posle vrlo kratkog zaleta uzletela. Bez ikakvog zaleta, »skokom«, autožir sa spojkom na motor može da poleti ako ima rotor sa krakovima promenljiva koraka. S pomoću motora se rotoru, kome su krakovi namešteni na nulti uzgon, dodeli velika brzina obrtanja, potom se motor odvoji i kinetička se energija rotora upotrebi za vertikalno podizanje letelice time što se korak krakova rotora naglo poveća.

Radi komandovanja letelice oko njene uzdužne i poprečne ose, na novijim tipovima autožira može se nagnjati ravan rotora. Obrtanje oko uspravne ose vrši se krmilom kao na avionu.

Autožir ima niz specifičnih preimućstava. Kad nema spojke za pogon rotora motorom, ili ima spojku i rotor s krakovima nepromenljiva koraka, on može poleteti s kraćim zaletom nego avion, a kad ima i spojku i rotor promenljiva koraka, za uzletanje mu ne treba uopšte zaleta. On može da leti pod kontrolom izvanredno malom horizontalnom brzinom, oko 30 km/h . Mehanički je mnogo jednostavniji nego helikopter. Rotor ne može, poput krila, izgubiti uzgon pri velikim napadnim uglovima. Nedostatak je autožira da mu je maksimalna horizontalna brzina znatno manja nego avionu, mada može biti nešto veća nego helikopteru; on ne može da lebdi nepokretno kao helikopter. U novije vreme konstruktori opet obraćaju veću pažnju autožiru u potrazi za letelicom s kratkim zaletom ili s vertikalnim poletanjem.

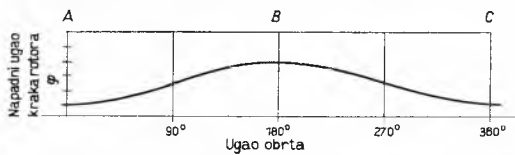
Helikopter takođe ima kao noseći organ rotor, ali taj se rotor ne okreće slobodno kao rotor autožira, nego predstavlja glavni, centralni i jedinstveni organ koji vrši pored svoje zadaće nosećeg organa i ulogu pogonskog ili propulzivnog organa. Helikopter ima motornu grupu preko različitih transmisija direktno ukopčanu na pogon rotora, a nema posebne elise za vuču u horizontalnom letu. Potrebna vučna sila dobija se kao horizontalna komponenta uzgonske sile rotora kad se ovaj nagne za odgovarajući ugao. Na sl. 5 prikazan je položaj helikoptera u horizontalnom letu. Potisak rotora T razložen je u vertikalnu komponentu G , koja uravnotežuje vlastitu težinu letelice, i horizontalnu komponentu

R_x , koja predstavlja pogonsku (vučnu) silu ravnu aerodinamičkom otporu letelice.



Sl. 5. Helikopter u horizontalnom letu

Naginjanje cele letelice postiže se aerodinamičkom reglažom rotora pomoću tzv. sistema cikličke promene koraka krakova prilikom njihovog kružnog kretanja, i to tako da se korak svakog kraka u jednoj polovini njegove kružne putanje smanjuje a u drugoj povećava. Na sl. 6, koja odgovara manevru horizontalnog pravolinijskog leta i položaju helikoptera u sl. 5, prikazan je tok promena napadnog ugla svakog pojedinog kraka. U poziciji A, kad se krak nalazi u prednjem položaju, korak je najmanji, a u poziciji B, kad se krak nalazi u stražnjem položaju, korak prolazi kroz maksimum i deluje tako da naginje letelicu. Pri povratku u poziciju C, odnosno A, posle celog obrta, korak opet opada na minimum. Ovaj duhoviti sistem komandovanja cikličkim korakom pruža helikopteru neograničene manevarske mogućnosti, pa među ostalim i mogućnosti bočnog leta i leta unazad.

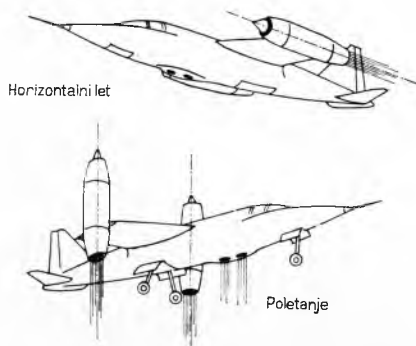


Sl. 6. Promena napadnog ugla kraka rotora helikoptera u horizontalnom letu

Uporedo s ovim specijalnim sistemom cikličke promene koraka na helikopteru je primenjen i sistem obične ravnomerne istovremene promene koraka svih krakova, koji se upotrebljava za poletanje sa zemlje, za penjanje i za spuštanje ili sletanje na zemlju.

Na kraju izduženog trupa (repu) nalazi se mala pomoćna elisa koja ima dvojaku ulogu: ona kompenzira reaktivni momenat mase rotora i istovremeno izmenom svog potiska vrši ulogu krme pravca helikoptera.

S obzirom na to da je celokupna pogonska motorna snaga helikoptera direktno koncentrisana na rotor kao noseći organ, cela



Sl. 7. Avion s dopunskom uzgonskom grupom za poletanje i okretnom pogonskom grupom

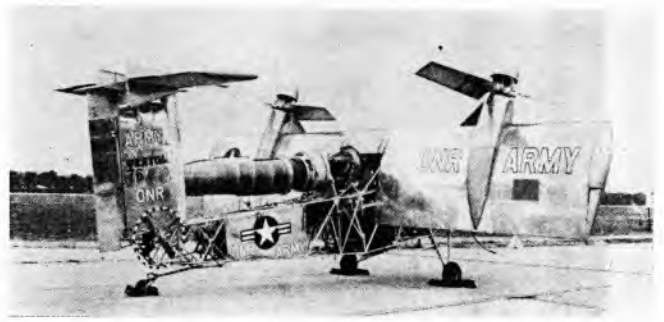
mašina postaje u svojoj osnovnoj funkciji održavanja u vazduhu potpuno nezavisna od istovremene translacije. Helikopter može

dakle da lebdi praktično nepokretno u mestu kao balon, da po želji leti u svim pravcima i da se spušta potpuno vertikalno na zemlju kako se je i popeo.

Osnovni nedostaci helikoptera, pored izvesnih problema stabilizacije, uglavnom su povećani otpori i srazmerno mala brzina horizontalnog leta (do ~ 250 km/h), zatim niska ekonomičnost; iz toga proističe da su mu nosivost i akcioni radijus ograničeni.

Poslednjih godina postavljen je konstruktorima letelica interesantan i složen zadatak: da se objedine dobre osobine i aviona i helikoptera, bez njihovih mana, tj. da se zadrže velike horizontalne brzine aviona i ujedno postignu što manje brzine i staze poletanja, do poletanja iz mesta, po uzoru na helikopter.

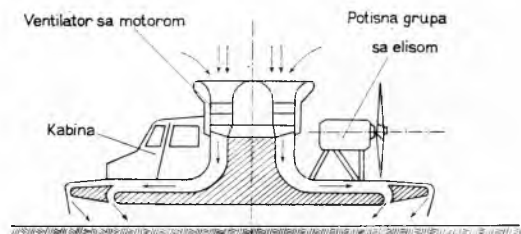
Neke od konstruktivnih koncepcija i sredstva kojima se taj cilj postiže opisane su u članku *Avion* (TE 1, str. 567). Sl. 7 prikazuje letelicu na kojoj je primenjena kombinacija formule dopunske uzgonske grupe za poletanje sa formulom pogonskih grupa koje se mogu okretati oko poprečne ose aviona tako da daju za poletanje vertikalni potisak (uzgon), a za horizontalan let normalan



Sl. 8. Konvertoplan

horizontalni potisak. Dopunski se uzgonski pogon isključuje u horizontalnom letu. *Konvertoplan* je konstruktivna koncepcija pri kojoj se transformacija uslova leta aviona u uslove leta helikoptera i obratno postiže tako da pilot komanduje izmenu položaja (npr. okretanje ili pomeranje) krila sa pogonskim, odnosno potisnim agregatima (elisama) (sl. 8).

Poslednjih godina pojavilo se je jedno novo i neobično vozilo, koje, iako je zamišljeno kao motorno vozilo tipa amfibije za teške terene, u stvari prema svojoj koncepciji ipak predstavlja dinamičku leteću mašinu s ograničenjem da se kreće samo u neposrednoj blizini zemlje. Osnova ove konstruktivne koncepcije leži



Sl. 9. Lebdelica (shematski prikaz)

u tome da se kontakt sa terenom izvodi posredstvom tzv. »vazdušnog jastuka«, eliminišući na taj način uobičajene točkove, čamce, gusenice i sl. Ovim se postupkom adhezioni otpor kretanja znatno smanjuje jer se svodi samo na viskoznost vazduha.

Ovakva vozila na vazdušnom jastuku — *lebdelice* — poznata su u stručnoj literaturi pod imenom »Hovercraft« ili »G. E. M.« (Ground effect machine); u sl. 9 prikazan je shematski presek takve mašine. Osnovni agregat predstavlja jedan ili više ventilatora koji stvaraju vazdušnu masu za jastuk. U cilju smanjenja gubitaka vazduha periferija jastuka je zatvorena elastičnim savitljivim zastorima. Pogon za vožnju izvodi se na dva načina: ili posebnom potisnom motornom grupom sa elisom ili korišćenjem vazdušne ventilatorske mase pomoću posebnih deflektora. Ovo novo vozilo u poslednje vreme dobija sve veći značaj u saobraćaju preko vodenih i močvarnih terena.

S. Milutinović