დედამიწის ხელოვნური თანამგზავრების ორბიტაზე გაყვანის პროცესის მათემატიკური მოდელირების საკითხისათვის

გენო ვაჩიბერიძე, ნიკო ცუცქირიძე, ნათია კირკიტაძე
საქართველოს ტექნიკური უნივერსიტეტი

რეზიუმე

განხილულია დედამიწის ხელოვნური თანამგზავრების ორბიტაზე გაყვანის პროცესის მათემატიკური მოდელირების საკითხები იდეალიზებული კონსტრუქციის რაკეტის მოდელის მაგალითზე და ამ მოდელის პრაქტიკული რეალიზაციის წინაპირობები. მოდელირების შედეგად განსაზღვრულია ორბიტაზე თანამგზავრის ფრენისათვის საჭირო მინიმალური სიჩქარე და ახსნილია ამ სიჩქარის მიღწევის გზები და მეთოდები. იდეალიზებული მოდელის შემთხვევაში მიღებულია ორბიტაზე გასვლის საბოლოო სიჩქარის ფორმულა. რაკეტის ძრავის წევის ძალის ფორმულის საშუალებით განსაზღვრულია რაკეტის სიჩქარის ცვლილების დამოკიდებულება გაზების გამოყოფის სიჩქარის და რაკეტის მასის თანაფარდობის სიდიდეებზე. წარმოდგენილი მარტივი მოდელის საფუძველზე ჩამოყალიბებულია სისტემის მასის განმსაზღვრელი ფაქტორები და მიღებულია იდეალიზებულ რაკეტაში სასარგებლო ტვირთის და მთელი სისტემის საწყისი მასის ოპტიმალური თანაფარდობის ამსახველი ფორმულა. მოდელირების შედეგად ნაჩვენებია, რომ პრაქტიკაში სამსაფეხურიანი რაკეტა შეესაბამება ოპტიმალურ კონსტრუქციას.

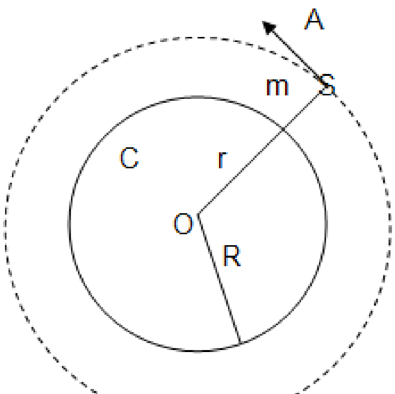
საკვანძო სიტყვები: დედამიწის ხელოვნური თანამგზავრი. იდეალიზებული რაკეტა და მისი მოდელი. მათემატიკური მოდელირება. ნიუტონის მოძრაობის კანონები. თანამგზავრის მოძრაობის სიჩქარე. რაკეტის ძრავის წევის ძალა. სასარგებლო ტვირთი. სტრუქტურული მასა. იმპულსის შენახვის კანონი. სამსაფეხურიანი რაკეტა. ტეილორის თეორემა.

1. შესავალი

სტატიაში მათემატიკური მოდელირების ანალიტიკური აპარატის, ნიუტონის მოძრაობის და იმპულსის შენახვის კანონების გამოყენებით მცდელობაა რაკეტის იდეალიზებული მოდელის მაგალითზე პასუხი გაეცეს შემდეგ კითხვებს: როგორი სიჩქარით უნდა მოძრაობდეს ორბიტაზე დედამიწის ხელოვნური თანამგზავრი; რა განსაზღვრავს რაკეტის ძრავის წევის ძალას; როგორი თანაფარდობა უნდა არსებობდეს სასარგებლო ტვირთის(თანამგზავრის) და მთელი სისტემის(რაკეტა-თანამგზავრი) საწყის მასას შორის; რა განსაზღვრავს ამ მასას და ა.შ. ასევე ვაჩვენოთ, თუ როგორ, მათემატიკური მოდელირების რა მეთოდებით შესაძლებელია მივუახლოვდეთ რაკეტის იდეალურ მოდელს და განვახორციელოთ ოპტიმალური კონსტრუქციის რაკეტის პრაქტიკული რეალიზაცია.

2. ძირითადი ნაწილი

ცნობილია თანამგზავრის ორბიტაზე გაყვანის პროცედურა-დედამიწის ზედაპირზე მოთავსებულ რაკეტა-მატარებელს, რომელიც ვერტიკალურად იწყებს აფრენას უძრავი მდგომარეობიდან, გაჰყავს დედამიწის ორბიტაზე თანამგზავრი გარკვეული კრიტიკული სიჩქარით, რომლითაც თანამგზავრი ბრუნავს დედამიწის ირგვლივ. განვსაზღვროთ ამ სიჩქარის სიდიდე.



ნახ.1. თანამგზავრის ორბიტაზე მოძრაობის სქემა

1-ელ ნახაზზე წარმოდგენილია თანამგზავრის მოძრაობის სქემა ორბიტაზე. აქ უწყვეტი C ხაზით აღნიშნულია დედამიწის ზედაპირი, ხოლო ტეხილი ხაზი გამოხატავს თანამგზავრის მოძრაობის ტრაექტორიას.

სიმძიმის ძალა, მოქმედი SO სწორის გასწვრივ ცენტრის მიმართულებით, აიძულებს თანამგზავრს იმოძრაოს ტრაექტორიით, რომლის ფორმა მიახლოებით შეიძლება განვიხილოთ როგორც წრიული.

დედამიწის მიზიდულობის ველის ასეთ მარტივ მოდელში მიზიდულობის ძალა G, მოქმედი **m** მასის სხეულზე, რომელიც მოთავსებულია დედამიწის ცენტრიდან **r** მანძილზე ($r>R$), განისაზღვრება გამოსახულებით[1]:

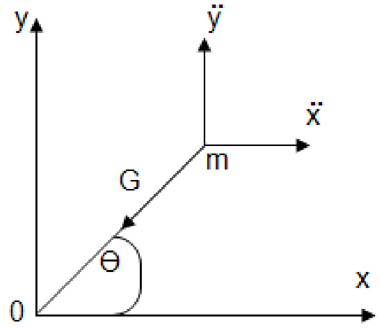
$$G=mg\left(\frac{R}{r}\right)^2, \tag{1}$$

სადაც R-დედამიწის რადიუსია.

შესაბამისად, თანამგზავრის მოძრაობის განტოლებებს სიბრტყეზე, რომელიც გადის იდეალიზებული დედამიწის ცენტრზე, აქვთ შემდეგი სახე:

$$m\ddot{x}= -G\cos\Theta, \qquad m\ddot{y}= -G\sin\Theta, \tag{2}$$

სადაც **x** და **y** კოორდინატებია ამ სიბრტყეზე არჩეული ფიქსირებული საკოორდინატო **x** და **y** ღერძების, რომლებიც ნაჩვენებია მე-2 ნახაზზე.



ნახ.2. დედამიწის სიბრტყეზე თანამგზავრის მოძრაობის სქემა

თუ (2) ფორმულაში ჩავსვამთ $\cos\Theta=x/r$, $\sin\Theta=y/r$, წრიული ორბიტისათვის ($r=const$) პირდაპირი ინტეგრებით მივიღებთ:

$$v^2 = g\,\frac{R^2}{r}. \tag{3}$$

აქ $V^2=x^2+y^2$, $g=9.81$ მ/წმ^2 -სიმძიმის ძალის აჩქარებაა, $R=6400$კმ-დედამიწის რადიუსი, **r**-თანამგზავრის ორბიტის რადიუსი.

დავუშვათ, რომ თანამგზავრი მოძრაობს ორბიტაზე 600 კმ-ის მანძილზე დედამიწის ზედაპირიდან, მაშინ

$$v=R\left(\frac{g}{r}\right)^{1/2}\approx 7.6 \text{ კმ/წმ}.$$

ამით გაეცა პასუხი კითხვას, თუ როგორი სიჩქარით უნდა მოძრაობდეს თანამგზავრი ორბიტაზე.

რაკეტის ძრავის **წევის ძალის** განმსაზღვრელი ფაქტორების დაზუსტების მიზნით განიხილება რაკეტის მარტივი მოდელი, რომელიც თანამგზავრთან ერთად შედგება ძრავისა და **საწვავის ავზისაგან**. სათბობის დაწვის შედეგად გაზები გამოიფრქვევა რაკეტის უკანა ნაწილისაგან (**კიჩო**). გაზის ნაკადი, მიმართული რაკეტის მოძრაობის საწინააღმდეგოდ, წარმოქმნის ძალას, რომელიც მოქმედებს რაკეტის მოძრაობის მიმართულებით.

რაკეტის ძრავის მოქმედების ასახსნელად გამოვიყენოთ **იმპულსის შენახვის კანონი**, რომლის თანახმად ჩაკეტილ სისტემაში, რომელზეც არ მოქმედებს არავითარი გარეგანი ძალები (გრავიტაცია, რაკეტის წინააღმდეგობა და ა.შ.), სრული იმპულსი

$$MV=\pm\sum_{i=1}^{n} m_i v_i$$

არ იცვლება დროში.

დავუშვათ, რომ $m(t)$ და $v(t)$ რაკეტის მასა და სიჩქარეა t დროისათვის. $t+\Delta t$ დროისათვის რაკეტის მასა გახდება $m(t+\Delta t)$. მასის ცვლილება განისაზღვრება გამოსახულებით, რომელიც მიიღება **ტეილორის თეორემის** გამოყენებით:

$$-\{m(t+\Delta t)-m(t)\}=-\frac{dm}{dt}\Delta t. \qquad (4)$$

განხილულ მოდელში იგულისხმება, რომ მასის შემცირება ხორციელდება გაზების გამოფრქვევის შედეგად რაკეტის მიმართ u მუდმივი სიჩქარით. ეს ნიშნავს, რომ გაზის სიჩქარე დედამიწის მიმართ ტოლია $v(t)-u$.

თუ მოცემული სისტემისათვის გამოვიყენებთ **იმპულსის შენახვის კანონს,** მივიღებთ:

$$m(t)v(t) = m(t+\Delta t)v(t+\Delta t)-\left(\frac{dm}{dt}\Delta t\right)\{v(t)-u\}.$$

დავშალოთ $m(t+\Delta t)$ სიდიდე რიგად ტეილორის თეორემის გამოყენებით და გამოვიანგარიშოთ ზღვარი, როდესაც $\Delta t \longrightarrow 0$, მივიღებთ:

$$m\frac{dv}{dt}=-\frac{dm}{dt}u. \qquad (5)$$

ამ ფორმულის მარცხენა მხარე წარმოადგენს ინერციის ძალას. მაშასადამე, გაზის გამოფრქვევის შედეგად წარმოშობილი რაკეტის **ძრავის წევის ძალა** T განისაზღვრება ფორმულით:

$$T=-\frac{dm}{dt}u, \qquad (6)$$

სადაც $\frac{dm}{dt}$ წარმოადგენს საწვავის წვის სიჩქარეს.

ამრიგად, პასუხი გაეცა კითხვას, თუ რა განსაზღვრავს რაკეტის ძრავის წევის ძალას.

დიფერენციალური განტოლება (5) შეიძლება წარმოვიდგინოთ შემდეგი სახით:

$$\frac{dv}{dt}=-u\frac{d(\ln m)}{dt}.$$

ამ განტოლების გაინტეგრებით, როდესაც $u=const$, მივიღებთ

$$v(t)=v_0+u\ln\left(\frac{m_0}{m(t)}\right), \qquad (7)$$

სადაც m_0–რაკეტის საწყისი მასაა, ხოლო V_0 მისი სიჩქარე, როდესაც $t=0$.

რაკეტა-თანამგზავრის მასის განმსაზღვრელი ფაქტორების გამოვლენის მიზნით განიხილება რაკეტა მასით m_0, რომელიც შედგება m_p მასის "სასარგებლო ტვირთის", m_F მასის საწვავის და m_s სტრუქტურული (იგულისხმება საწვავის ავზის და ძრავის მასები) მასისაგან.

განიხილება რაკეტის უმარტივესი მოდელი, რომლის თანახმად ორბიტაზე გასვლამდე დაიწვის მთელი საწვავი, ხოლო დარჩენილი მასა ტოლია (m_p+m_s)-ის. ამ პერიოდში საწვავის ავზი და ძრავა განეცალება რაკეტას, ფრენას კი აგრძელებს სასარგებლო ტვირთი სიჩქარით, რომელიც (7) ფორმულის თანახმად განისაზღვრება გამოსახულებით

$$v=u\ln\left(\frac{m_0}{m_p+m_s}\right)^{*}. \qquad (8)$$

(ციოლკოვსკის ფორმულა)

იმის გათვალისწინებით, რომ პრაქტიკაში ძნელია შეირჩეს ძრავა და საწვავის ავზები, რომელთა საერთო მასა იყოს საწვავის მასის (1/8÷1/10)-ზე ნაკლები [1], შემოგვაქვს მუდმივი სიდიდე λ, განსაზღვრული თანაფარდობით

$$m_s=\lambda(m_F+m_s)=\lambda(m_0-m_p),$$

სადაც λ წარმოადგენს სტრუქტურული მასის ფარდობას სტრუქტურული და საწვავის მასათა ჯამთან. მაშინ (8) ფორმულა მიიღებს შემდეგ სახეს:

$$v=u\ln\left(\frac{m_0}{\lambda m_0+(1-\lambda)m_p}\right). \qquad (9)$$

ცხადია, რომ მოცემული u სიდიდისას მაქსიმალური სიჩქარე, რომელიც უნდა განავითაროს რაკეტამ, მიიღწევა იმ შემთხვევაში, როდესაც სასარგებლო ტვირთის მასა ნულის ტოლია, ხოლო ამ მაქსიმალური სიჩქარის სიდიდე

$$v=u\ln\left(\frac{1}{\lambda}\right).$$

თუ მივიღებთ მხედველობაში, რომ თანამედროვე საწვავისათვის u=3კმ/წმ, მაშინ λ=0,1 სიდიდის მნიშვნელობისას v=7 კმ/წმ, რაც განსხვავდება თანამგზავრის ორბიტაზე მოძრაობის სიჩქარისაგან (7,6 კმ/წმ), თანაც სასარგებლო ტვირთის მასა ნულის ტოლია. ამიტომ ასეთი ტიპის რაკეტა არ შეიძლება გამოვიყენოთ თანამგზავრის ორბიტაზე გასაყვანად.

იმისათვის, რომ ძრავის მუშაობა გახდეს უფრო ეფექტური, განიხილება შემთხვევა, როდესაც უსარგებლო წონა მოცილდება რაკეტას საწვავის დაწვასთან ერთად. ე.ი. საქმე გვაქვს იდეალიზებულ სიტუაციასთან, როდესაც t და $t+\Delta t$ მომენტებს შორის მასათა თანაფარდობის ცვლილება λ განპირობებულია მხოლოდ ჩამოცილებული სტრუქტურული მასით, ხოლო ($1-\lambda$) წარმოადგენს დამწვარი მასის ნაწილს, რომელიც გაზის სახით გამოიფრქვევა სივრცეში u სიჩქარით. ამ შემთხვევაში იმპულსის შენახვის კანონი მიიღებს შემდეგ სახეს:

$$m(t)v(t)=m(t+\Delta t)\,v(t+\Delta t)-\lambda\frac{dm}{dt}\Delta t v(t)-(1-\lambda)\frac{dm}{dt}\Delta t(v-u).$$

ამ გამოსახულებაში შესაბამისი გარდაქმნების ჩატარების და Δt-ს ნულისაკენ მისწრაფების შემთხვევაში მივიღებთ

$$m\frac{dv}{dt}=(1-\lambda)u\frac{dm}{dt}.$$

ინტეგრების შემდეგ გვექნება

$$v(t)=(1-\lambda)\,u\ln\left(\frac{m_0}{m(t)}\right).$$

წინა შემთხვევისაგან (ფორმულა7) განსხვავებით, აქ საწვავის სრული გამოყენების შემდეგ სტრუქტურული მასაც ჩამოცილდება რაკეტას და დარჩენილი რაკეტის საბოლოო მასა $m(t)$ იქნება მხოლოდ სასარგებლო ტვირთის მასა. შესაბამისად საბოლოო სიჩქარე

$$v=(1-\lambda)u\cdot\ln\left(\frac{m_0}{m_p}\right). \qquad (10)$$

თუ მხედველობაში მივიღებთ გრავიტაციას, ჰაერის წინააღმდეგობას და ა.შ. და იდეალიზებული რაკეტისათვის მისაღწევ საბოლოო სიჩქარეს 10 კმ/წ (ადრე განსაზღვრული 7,6 კმ/წ-ის ნაცვლად) და λ =0,1, v=3 კმ/წმ, მაშინ:

$$\frac{m_0}{m_p}\approx 50, \qquad (11)$$

რაც მიგვანიშნებს იმაზე, რომ 1 ტონა სასარგებლო ტვირთის ორბიტაზე გასაყვანად საჭიროა ორმოცდაათტონიანი რაკეტა.

ამ იდეალიზებულ მოდელთან მიახლოების მიზნით პრაქტიკაში შემოთავაზებულია რაკეტის ისეთი კონსტრუქცია, როდესაც იგი შედგება ცალკეული საფეხურებისაგან და ფრენის პროცესში სისტემას ჩამოცილდება თითოეული საფეხური მას შემდეგ, როდესაც საწვავი მთლიანად იქნება გამოყენებული.

დავუშვათ, რომ m_i არის i-ური საფეხურის საწვავის და სტრუქტურის საერთო მასა და λm_i განსაზღვრავს სტრუქტურულ მასას, ხოლო $(1-\lambda)m_i$-საწვავის მასას; λ ერთნაირია ყველა

საფეხურისათვის. ასევე ჩავთვალოთ, რომ გამონაფრქვევი გაზების სიჩქარე ყველა საფეხურისათვის ერთიდაიგივეა. გაანგარიშებები ჩავატაროთ სამსაფეხურიანი რაკეტისათვის.

რაკეტის საწყისი მასა განისაზღვრება გამოსახულებით:

$$m_0=m_p+m_1+m_2+m_3.$$

როდესაც პირველი საფეხურის მთელი საწვავი დაიხარჯება, დარჩენილი მასა ტოლი იქნება:

$$m_p+\lambda m_1+m_2+m_3;$$

ხოლო სიჩქარე (საწყისი მოდელის თანახმად)

$$v_1=u\ln\left(\frac{m_0}{m_p+\lambda m_1+m_2+m_3}\right).$$

ამის შემდეგ m_1 სტრუქტურული მასა ჩამოცილდება სისტემას და ჩაირთვება მეორე საფეხური. როდესაც მეორე საფეხურის საწვავი დაიხარჯება, მიღწეული სიჩქარე ტოლი იქნება:

$$v_2=v_1+u\ln\left(\frac{m_p+m_2+m_3}{m_p+\lambda m_2+m_3}\right).$$

ანალოგიურად, მესამე საფეხურის მუშაობის დამთავრების შემდეგ საბოლოო სიჩქარე $v_3=v$ ტოლი იქნება

$$v=v_2+u\ln\left(\frac{m_p+m_3}{m_p+\lambda m_3}\right).$$

დავუშვათ, რომ ცნობილია საბოლოო v სიჩქარე (რომელსაც უნდა მივაღწიოთ), გაზების გამოფრქვევის u სიჩქარე რაკეტის მიმართ და სტრუქტურული პარამეტრიც λ. ამოცანას წარმოადგენს ისე შევარჩიოთ m_1, m_2, m_3, რომ მივიღოთ სასარგებლო ტვირთის მასის მაქსიმალური მნიშვნელობა მოცემული სრული საწყისი m_0 მასისათვის.

შესაბამისად, ჩამოვაყალიბოთ ამოცანის მათემატიკური ფორმულირება: მოცემული m_0, v, u და λ მნიშვნელობებისათვის ვიპოვოთ სასარგებლო ტვირთის მაქსიმალური მნიშვნელობა შემდეგი პირობების გათვალისწინებით:

$$m_p+\lambda m_1+m_2+m_3=m_0$$

და

$$\frac{v}{u}=\ln\left(\frac{m_0}{m_p+\lambda m_1+m_2+m_3}\right)\left(\frac{m_p+m_2+m_3}{m_p+\lambda m_2+m_3}\right)\left(\frac{m_p+m_3}{m_p+\lambda m_3}\right).$$

ამ ფორმულის გამარტივების მიზნით შემოვიღოთ ახალი ცვლადები:

$$\alpha_1=\frac{m_0}{m_p+m_2+m_3},\qquad \alpha_2=\frac{m_p+m_2+m_3}{m_p+m_3},\qquad \alpha_3=\frac{m_p+m_3}{m_p}.$$

ამ აღნიშვნების შემდეგ ამოცანა დაიყვანება $\alpha_1\cdot\alpha_2\cdot\alpha_3$ ნამრავლის მინიმიზაციაზე შემდეგი პირობის დაცვით:

$$\frac{v}{u}=\ln\left\{\left(\frac{\alpha_1}{1+\lambda(\alpha_1-1)}\right)\left(\frac{\alpha_2}{1+\lambda(\alpha_2-1)}\right)\left(\frac{\alpha_3}{1+\lambda(\alpha_3-1)}\right)\right\}. \tag{12}$$

იმის გათვალისწინებით, რომ ამოცანა სიმეტრიულია α_1, α_2 და α_3-ის მიმართ, ოპტიმიზაცია შესაძლებელია მიღწეულ იქნას მაშინ, როდესაც $\alpha_1=\alpha_2=\alpha_3$.

თუ ავღნიშნავთ ამ ცვლადების საერთო სიდიდეს α-თი, ადვილად დავინახავთ, რომ

$$\frac{\alpha}{1+\lambda(\alpha-1)}=\exp\left(\frac{v}{3u}\right), \tag{13}$$

ან

$$\alpha=\frac{1-\lambda}{P-\lambda},\ \text{სადაც}\ P=\exp\left(-\frac{v}{3u}\right).$$

გასათვალისწინებელია, რომ ოპტიმიზაცია ნამრავლისა, რომელიც (10) ფორმულის თანახმად ტოლია m_0/m_p თანაფარდობის, შესაძლებლობას იძლევა განისაზღვროს სასარგებლო ტვირთის მაქსიმალური სიდიდე ფორმულით

$$\frac{m_0}{m_p} = \left(\frac{1-\lambda}{P-\lambda}\right)^3. \qquad (14)$$

თუ დავუშვებთ, რომ $\lambda=0,1$; $u=3$ კმ/წმ და $v/u=3,5$, ვიპოვით

$$\frac{m_0}{m_p} = 77.$$

ეს მნიშვნელობა მნიშვნელოვნად განსხვავდება იმ 50 ტონისაგან, რომელიც მიღებულია იდეალიზებული რაკეტისათვის, როდესაც იგი გაფრენის პროცესში უწყვეტად ჩამოიცილებს თავის სტრუქტურულ მასას.

თუ მოვიშველიებთ ნაშრომში [1] შედგენილ **n**-საფეხურიან რაკეტის მასების ცხრილს, გათვალისწინებულს ერთტონიანი მასის თანამგზავრის ორბიტაზე გასაყვანად, შეიძლება დავასკვნათ, რომ უფრო ხელსაყრელია აიგოს სამსაფეხურიანი რაკეტა ორი, ოთხი და ა.შ. **n**-საფეხურიანი რაკეტის ნაცვლად და პრაქტიკულად სამი საფეხური შეესაბამება ოპტიმალურ კონსტრუქციას.

ცხადია, განხილული საკითხის ამ ჭრილში წარმოდგება ითვლება პრობლემის გადაწყვეტისადმი მიდგომის მხოლოდ საწყის ეტაპად. ამ ასპექტში ყურადღებას იმსახურებს ნაშრომი [1], რომლის ძირითადი შედეგები ასახულია წინამდებარე სტატიაში. ამ ნაშრომში მარტივად და მოქნილად გამოყენებულია მათემატიკური მოდელირების ანალიტიკური აპარატი ასეთ სისტემაში მიმდინარე პროცესების ასახსნელად. აქვე შევნიშნავთ, რომ ზოგიერთი გართულებები, შეტანილი რეალური რაკეტების მათემატიკურ მოდელირებაში და შედარებით რთული მოდელების აგების პრინციპები, ჩამოყალიბებულია ნაშრომში [2]. ხოლო ასეთი მოდელის პრაქტიკული გამოყენების საკითხი ბალისტიკური სარაკეტო თავდასხმების თავიდან აცილების კომპლექსში ასახულია ნაშრომში [3].

3. დასკვნა

განხილულია დედამიწის მიზიდულობის ველის მარტივი მოდელი და ნიუტონის მიზიდულობის კანონის გამოყენებით განსაზღვრულია ხელოვნურ თანამგზავრზე მოქმედი ძალა, როდესაც დედამიწის ფორმა სფერულია და მისი ნივთიერების სიმკვრივე განაწილებულია სფერულ სიმეტრიულად.

დედამიწის ცენტრზე გამავალ სიბრტყეზე თანამგზავრის მოძრაობის განტოლებების საშუალებით განსაზღვრულია რაკეტის ორბიტაზე გაყვანის, ანუ დედამიწის ორბიტაზე ფრენის სიჩქარე.

იმპულსის შენახვის კანონის გამოყენებით ახსნილია რაკეტის ძრავის მოქმედება გამარტივებული მოდელის შემთხვევაში და მიღებულია გაზების გამოტყორცნით გამოწვეული რაკეტის ძრავის წნევის ძალის გამოსახულება. განსაზღვრულია რაკეტის სიჩქარის ცვლილების მიზეზები, დამოკიდებული რაკეტის მიმართ გაზების გამოფრქვევის სიჩქარის და დროის ინტერვალში რაკეტის მასების თანაფარდობის სიდიდეებზე.

უმარტივესი მოდელის მაგალითზე განხილულია რაკეტა-თანამგზავრის სისტემის მასის განმსაზღვრელი ფაქტორები, როდესაც იწვის მთელი საწვავი და ერთდროულად რაკეტას ჩამოცილდება სტრუქტურული მასა. მოდელირების შედეგად მიღებული სისტემის მაქსიმალური სიჩქარე აღმოჩნდა რაკეტის ორბიტაზე გაყვანის სიჩქარეზე ნაკლები სიდიდის მნიშვნელობის.

ასევე გაანალიზებულია შემთხვევა, როდესაც რაკეტას თანდათანობით ჩამოცილდება უსარგებლო წონა დაწვასთან ერთად. მიღებულია საბოლოო სიჩქარის ფორმულა, რომლის საშუალებით განსაზღვრულია რაკეტის მასის თანაფარდობა სასარგებლო ტვირთთან.

და ბოლოს, განხილულია იდეალური კონსტრუქციის რაკეტის პრაქტიკული რეალიზაციის საკითხი. მათემატიკური მოდელირების შედეგად ნაჩვენებია, რომ ყველაზე ეფექტური და ოპტიმალურია სამსაფეხურიანი რაკეტის კონსტრუქცია, როდესაც გაფრენის პროცესში რაკეტას ჩამოცილდება თითოეული საფეხური მათში საწვავის მთლიანად დაწვის შემდეგ.

ლიტერატურა:

1. Набол Б..Почему строят трехступенчатые ракеты ? Кн.“Математическое моделирование“, под ред. Дж. Эндрюс и Р. Мак-Лоун. Мир. М., 1979
2. Ball K.J., Osborne G.F. Space Vehicle Dynamics. Oxford University Press. London. 1967
3. ვაჩიბერიძე გ. თვითდამიზნების ოპტიკური და რადიოლოკაციური სისტემების მართვის მოწყობილობათა კომპლექსების დამუშავება და შექმნა. ტ.მ.დ-ის დისერტაცია. სტუ, თბ., 2003

FOR THE ISSUE OF MATHEMATICAL MODELING OF ARTIFICIAL SATELLITE TO ORBIT

Vachiberidze Geno, Tsutskiridze Niko, Kirkitadze Natia
Georgian Technical University

Summary

The article discusses the mathematical modeling issues of launching process of artificial satellite to orbit based on the example of idealized constructive rocket as well the predications of the practical realization of this model. As a result of the modeling, the necessary minimal speed of satellite launching on the orbit is defined and speed achieving ways and methods are explained. In case of idealized model, the formula of the final speed on orbit launching is received. The fomula of rocket engine rising power defines the dependence of rocket speed changing on the correlation of gas excreting speed and rocket masses. On the basis of the simplest model, the defined factor of system’s weight is formed. After this the optimal correlation formula of useful cargo and the initiative masses of the entire system in idealized rocked is formed. The research indicates that three stepped rocket is appropriate to optimal construction in practice.

К ВОПРОСУ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ВЫВОДА ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ НА ОРБИТУ

Вачиберидзе Г., Цуцкиридзе Н., Киркитадзе Н.
Грузинский Технический Университет

Резюме

Рассмотрены вопросы математического моделирования процесса вывода искусственного спутника на орбиту Земли на примере модели ракеты идеализированной конструкции и практической реализации этой модели. В результате моделирования определена минимальная скорость движения искусственного спутника на орбите Земли, а также пути и методы для достижения этой скорости; получена формула конечной скорости вывода спутника на орбиту Земли для идеализированной модели ракеты. С помощью выражения силы тяги ракетного двигателя определена также зависимость изменения скорости ракеты от величины соотношения скорости истечения газов и массы ракеты. На основе простейшей модели идеализированной ракеты оценены факторы, определяющие массу системы, и получена формула оптимального соотношения между массами полезного груза и всей системы. На основе моделирования показано, что на практике три ступени соответствуют оптимальной конструкции.