

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

**Программы управления и траектории движения сверхзвуковых
и гиперзвуковых самолётов-разгонщиков**

Мультимедийный образовательный модуль
в системе дистанционного обучения Moodle

Работа выполнена по мероприятию блока 1 «Совершенствование
образовательной деятельности» Программы развития СГАУ
на 2009 – 2018 годы по проекту «Установка, настройка и использование в учебном процессе факультета
летательных аппаратов системы дистанционного обучения (СДО) Moodle совместно с блоком
«Электронный деканат»
Соглашение № 1/16 от 03.06.2013 г.

УДК 629.7.002(075)
П784

Автор-составитель: **Громова Екатерина Георгиевна, Кочян Антонина Грачевна**

Программы управления и траектории движения сверхзвуковых и гиперзвуковых самолётов-разгонщиков [Электронный ресурс] : мультимедийный образоват. модуль в системе дистанц. обучения Moodle / М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); авт.-сост. Е.Г. Громова, А. Г. Кочян. - Электрон. текстовые и граф. дан. - Самара, 2013. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

В состав мультимедийного образовательного модуля входят:

- 1 Учебно-методическое пособие.
- 2 Методические указания к лабораторной работе.
- 3 Инструкция пользователя программного обеспечения.

Мультимедийный образовательный модуль предназначен для студентов факультета летательных аппаратов, обучающихся по специальности 160100.65 «Самолёто- и вертолётостроение», изучающих дисциплину «Динамика полёта» в 6 и 7 семестрах.

Модуль разработан на кафедре космического машиностроения.

Введение

Одно из направлений развития авиационной и ракетно-космической техники связано с созданием авиационно-космических систем (АКС). Первая ступень АКС использует самолётные принципы при движении в атмосфере, а вторая ступень является ракетой-носителем воздушного старта. Первая ступень должна обеспечить старт второй ступени для вывода полезной нагрузки на околоземную орбиту. Проекты АКС предусматривают решение многих задач гражданского и военного характера [32].

Важным сегментом рынка пусковых услуг на околоземные орбиты являются малые спутники. Одним из возможных вариантов выведения таких спутников является запуск с помощью двухступенчатых воздушно-космических систем, осуществляющих воздушный старт ракеты с полезной нагрузкой – одним или несколькими малыми спутниками. В качестве первой ступени может использоваться гипотетический гиперзвуковой самолёт-разгонщик (ГСР) или сверхзвуковой самолёт-носитель.

Использование ГСР позволяет доставлять на низкую орбиту не менее одной тонны при использовании наиболее простых твёрдотопливных ракет [10].

В [32] сверхзвуковой самолёт-носитель рассмотрен в двух вариантах: прототип существующего сверхзвукового истребителя МиГ-31 (Россия) и проектируемый летательный аппарат MPV (MIPCC-powered vehicle – аппарат с охлаждаемыми двигателями; Mass Injection PreCompressor Cooling - система дополнительной подачи кислорода и охлаждения двигателя) транспортной системы RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch – доступная система для запуска малых грузов по требованию) (США), которые в сочетании с ракетой воздушного старта могут обеспечить вывод миниспутников массой до 200 кг на орбиту искусственного спутника Земли.

Для сверхзвукового самолёта-носителя и гиперзвукового самолёта-разгонщика важнейшим является участок полёта, связанный с набором высоты и выполнением заданных конечных условий движения по высоте,

скорости и углу наклона траектории, определяющих условия старта второй ступени АКС – ракеты-носителя (РН).

Исследования и перспективные разработки первых ступеней АКС включают наряду с решением проблем аэротермодинамики, двигателестроения и конструкции также и вопросы определения программ управления и траекторий движения.

1 Гиперзвуковой самолёт-разгонщик

Примерами ГСР являются первые ступени проекта МИГАКС (Россия, НИР «Орел», АНПК им. А.И. Микояна, 1993-2003 гг.) и АКС «Зенгер» (Германия, 1900-1900 гг.), вариант гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) «двойного» применения [15].

Концепция МИГАКС представляла собой двухступенчатую АКС со стартовой массой 420 т, состоящую из гиперзвукового ГСР массой 255 т с ВРД и ВКС массой 165 т с ЖРД. Разделение ступеней осуществляется при $M = 6$. Аэродинамическая компоновка ГСР является интегральной с нижним расположением КСУ. На первом участке разгона работают ТРД с форсажем (до $M = 3,5$), далее используется ПВРД. Масса полезной нагрузки, выводимой на орбиту высотой 200 км при полёте с минимальным параллаксом, оценивалась в 12700 кг [16].

ГСР, рассматривавшийся в исследованиях, приведённых в монографии [15], представляет собой один из вариантов ГЛА «двойного» применения. ГСР со стартовой массой 300 т выполнен по схеме «бесхвостка» с крылом двойной стреловидности, имеет крейсерскую высоту порядка 30 км и крейсерскую скорость, соответствующую $M = 6$.

Важнейшим параметром двухступенчатой АКС является скорость, при которой происходит разделение ступеней.

При выдерживании заданных проектных параметров с энергетической точки зрения, хорошо коррелируемой со стоимостной, наиболее эффективными являются АКС с большой скоростью разделения ($M = 12...12,5$). На первой ступени (ГСР) применяются технологические новации, опирающиеся на использование аэротермодинамических гиперзвуковых течений, а вторая ступень является бескрылой (ракетной) [20].

В зависимости от предполагаемого совершенства перспективных ГПВРД скорость разделения может достигать $M = 15$.

Скорость разделения, соответствующая $M = 6,5...7$ является приемлемым компромиссом, не предъявляющим чрезмерно высоких

требований как к первой, так и ко второй ступеням АКС, и позволяющим использовать обе ступени в достаточно благоприятных для них условиях.

На основании вышеприведённых сведений и оценок ГЛА различных типов в [31] сделан вывод о том, что в обозримом будущем наиболее реальным является создание ГСР. Он будет использовать в качестве топлива водород, иметь максимальную скорость, соответствующую $M = 6$, и максимальную высоту полёта порядка 30 км.

Поэтому в дальнейшем в качестве ГСР будем рассматривать ГЛА «двойного» назначения (рис. 1.1) [15].

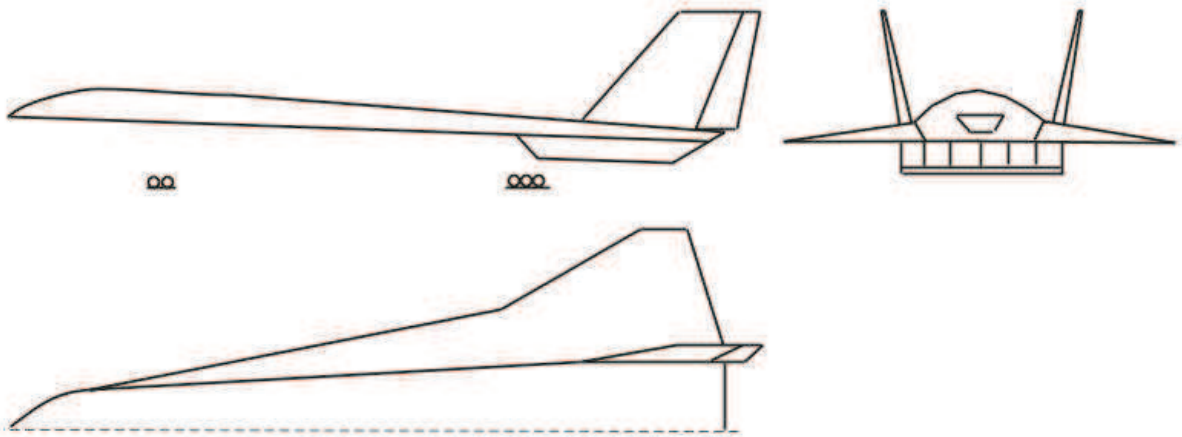


Рисунок 1.1 - Компоновочная схема ГЛА «двойного» назначения

1.2 Аэродинамические характеристики

Для того, чтобы ГЛА были действительно эффективны, они должны иметь высокие аэродинамические характеристики на гиперзвуковых скоростях полёта. Поэтому для ГЛА важна разработка аэродинамической концепции эффективных гиперзвуковых компоновок.

Аэродинамические схемы проектов ГЛА, как правило, близки к схемам типичных сверхзвуковых крейсерских самолётов, таких как ТУ-144 (СССР), Конкорд (Великобритания—Франция), ХВ-70 и SR-71(США). Особенность ГЛА заключается только в значительно бóльших объёмах корпуса вследствие использования криогенного топлива малой плотности — жидкого или шугообразного водорода.

Поиски специфических гиперзвуковых форм привели к разработке так называемых волнолётов, которые являются наилучшей формой гиперзвукового планера, полученной в расчётах и обеспечивающей максимальное аэродинамическое качество. Схема волнолёта позволяет создавать подъёмную силу не только за счёт крыла, но и несущего тела, в котором располагаются объёмы топлива и полезного груза.

Однако высокие значения максимального аэродинамического качества волнолёта достигаются для малых значений коэффициентов объёма ($v = \frac{\sqrt{V^3}}{S}$, где V — объём корпуса, S — площадь крыла), а для v , соответствующих прототипам ГЛА, значительно ниже. Кроме того, равномерное распределение объёма у волнолёта затрудняет размещение баков с криогенным топливом, что приводит к существенному увеличению габаритов по сравнению с классической компоновкой с выделенным фюзеляжем.

Отмеченные особенности волнолётов не позволяют непосредственно использовать их в аэродинамическом проектировании ГЛА.

Поэтому внимание уделяется компоновкам ГЛА, сохраняющим в основном классическую конструкцию с размещением полезного объёма в явно

выделенном корпусе. Для таких компоновок АХ при малых и умеренных сверхзвуковых скоростях должны быть близки к характеристикам корпуса с крылом малого удлинения, а при гиперзвуковых скоростях приближаться к свойствам волнолётов.

Существует эмпирическое описание предельного уровня максимального аэродинамического качества при сверх- и гиперзвуковых скоростях и натуральных условиях полёта наилучших вариантов таких компоновок, а именно, так называемый «барьер Кюхемена» [17]:

$$K_{\max} = \frac{4(M + 3)}{M} = 4 + \frac{12}{M}. \quad (1.1)$$

При испытаниях в аэродинамических трубах реально достижимые K_{\max} при гиперзвуковых скоростях ещё примерно на единицу меньше, чем полученные по формуле (1.1).

Поляры ГЛА, по крайней мере до $M \leq 10$, с точностью 2...3% аппроксимируются квадратичными зависимостями. Аппроксимацию удобно представить следующим образом:

$$C_{xa} = C_{xa_0} + A \cdot C_{ya}^2 - B \cdot C_{ya}, \quad (1.2)$$

где линейный по C_{ya} член описывает асимметрию поляры ГЛА относительно оси C_{xa} .

Используется и упрощённое выражение:

$$C_{xa} = C_{xa_0} + A \cdot C_{ya}^2. \quad (1.3)$$

В дальнейшем будем определять аэродинамическую подъёмную силу Y_a и силу лобового сопротивления X_a традиционными соотношениями:

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2 S}{2}, \quad (1.4)$$

$$X_a = C_{xa} \frac{\rho V^2 S}{2}, \quad (1.5)$$

где V — скорость, ρ — плотность атмосферы, S — характерная площадь.

Аэродинамические характеристики рассматриваемого в диссертации ГЛА определены по методике ЦИАМ для всей поверхности, включая контуры воздухозаборника и сопла. За характерную площадь принята суммарная площадь крыла с наплывом и подфюзеляжной частью (890 м^2) [15].

В таблицах 1.1 и 1.2 представлены АХ рассматриваемого ГЛА в виде зависимостей коэффициента силы лобового сопротивления C_{xa} и коэффициента подъёмной силы C_{ya} в функции числа Маха M и угла атаки α .

Таблица 1.1 — Коэффициент силы лобового сопротивления C_{xa}

α , град	Число M полёта			
	2	3	4	6
0	0,0224	0,0175	0,0143	0,0103
2	0,0285	0,0197	0,0149	0,0109
4	0,0388	0,0247	0,0175	0,0131
6	0,0532	0,0340	0,0239	0,0176
8	0,0717	0,0460	0,0324	0,0243
10	0,0942	0,0617	0,0442	0,0335

Таблица 1.2 — Коэффициент аэродинамической подъёмной силы C_{ya}

α , град	Число M полёта			
	2	3	4	6
0	0,0620	0,0127	-0,0060	-0,0018
2	0,1239	0,0543	0,0219	0,0159
4	0,1858	0,0926	0,0493	0,0350
6	0,2478	0,1401	0,0866	0,0601
8	0,3097	0,1832	0,1204	0,0888
10	0,3717	0,2298	0,1583	0,1193

Аппроксимируем данные таблиц 1.1, 1.2 полиномами второй и первой степени, соответственно:

$$\begin{aligned} C_{xa}(\alpha, M_j) &= C_{xa_0}(M_j) + C_{xa_1}(M_j)\alpha + C_{xa_2}(M_j)\alpha^2, \\ C_{ya}(\alpha, M_j) &= C_{ya_0}(M_j) + C_{ya_1}(M_j)\alpha, \end{aligned} \quad (1.6)$$

где M_j — число M из столбца j соответствующей таблицы ($j = \overline{1, 4}$); $C_{xa_0}(M_j)$, $C_{xa_1}(M_j)$, $C_{xa_2}(M_j)$, $C_{ya_0}(M_j)$, $C_{ya_1}(M_j)$ — коэффициенты полиномов, вычисленные методом наименьших квадратов, приведены в таблице 1.3.

Таблица 1.3 — Коэффициенты полиномов

М	C_{xa_0}	C_{xa_1} , рад $^{-1}$	C_{xa_2} , рад $^{-2}$	C_{ya_0}	C_{ya_1} , рад $^{-1}$
2	0,022371	0,118130	1,684145	0,061957	1,775432
3	0,016164	0,046713	1,213719	0,019871	1,161647
4	0,012721	0,013069	0,939874	0,001436	0,840935
6	0,009479	0,002013	0,763831	-0,000550	0,633337

Результаты аппроксимации представлены на рисунках 1.2, 1.3.

Для аппроксимации АХ по числу M используем кусочно-линейную зависимость. Рассмотрим аппроксимацию коэффициента подъёмной силы при некотором фиксированном значении угла атаки $\alpha = \alpha_0$. Зафиксируем число Маха, тогда $M = M_0$.

Предположим, что $M_0 \in [M_{j-1}, M_j]$ (рисунок 1.4), где j — номер столбца в таблице 1.1 ($j = \overline{1, 4}$).

Тогда, согласно рисунку 1.4

$$\begin{aligned} C_{ya}(\alpha_0, M_0) &= \frac{C_{ya}(\alpha_0, M_j) - C_{ya}(\alpha_0, M_{j-1})}{M_j - M_{j-1}} M_0 - \\ &- \frac{C_{ya}(\alpha_0, M_j) M_{j-1} - C_{ya}(\alpha_0, M_{j-1}) M_j}{M_j - M_{j-1}}. \end{aligned}$$

Формула для аппроксимации коэффициента силы лобового сопротивления получается аналогично.

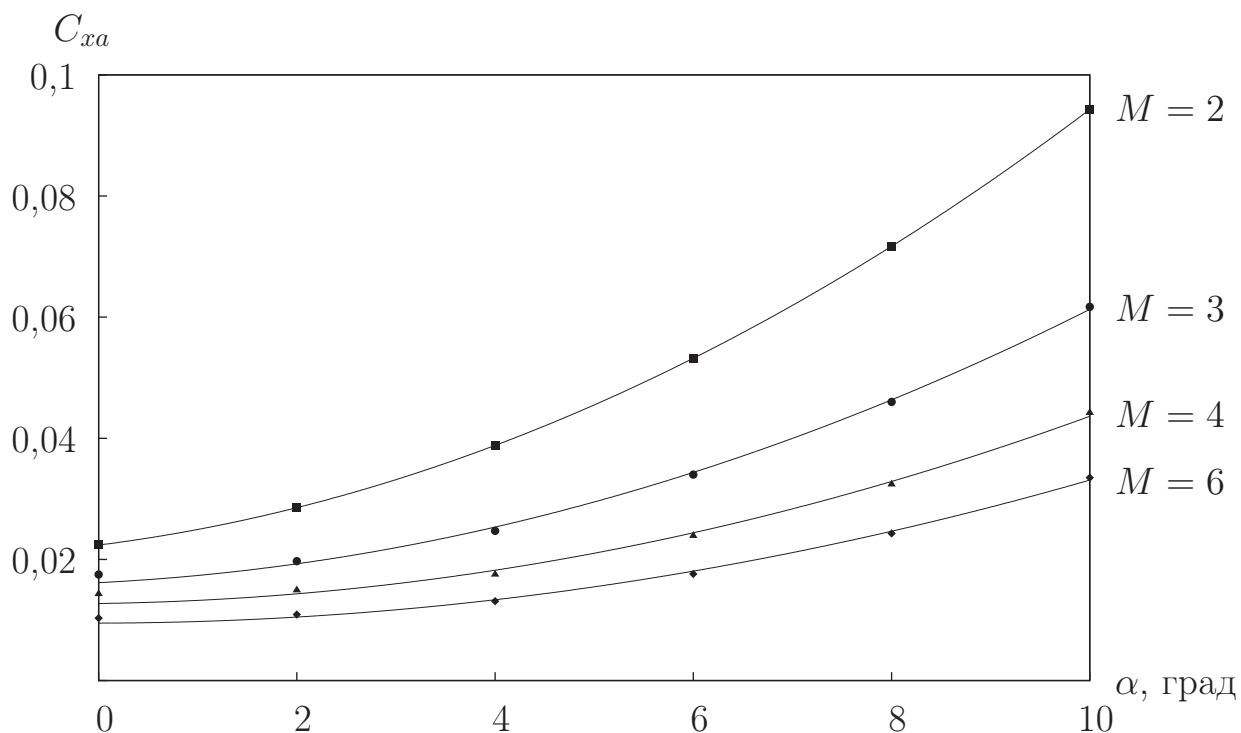


Рисунок 1.2 — Зависимости коэффициента силы лобового сопротивления C_{xa} от угла атаки α для различных чисел M

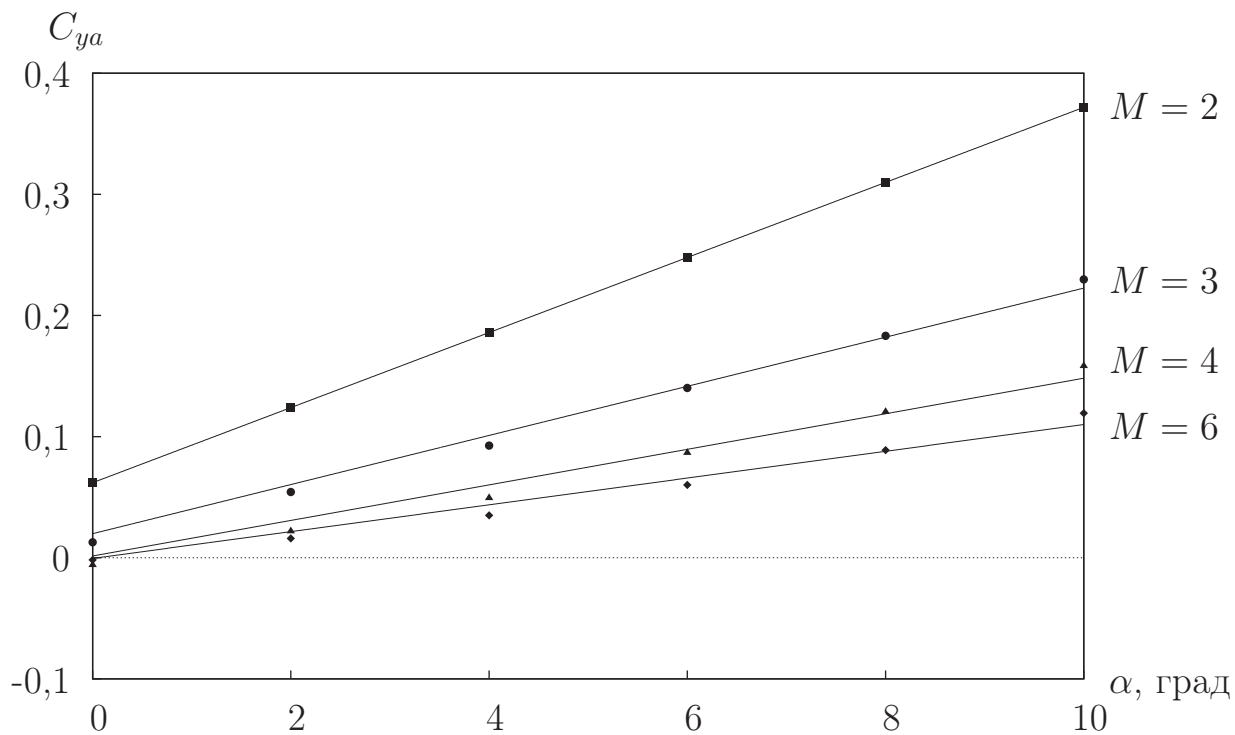


Рисунок 1.3 — Зависимости коэффициента подъёмной силы C_{ya} от угла атаки α для различных чисел M

Окончательно запишем формулы для кусочно-линейной аппроксимации аэродинамических коэффициентов ($M \in [M_{j-1}, M_j]$)

$$C_{ya}(\alpha, M) = \frac{C_{ya}(\alpha, M_j) - C_{ya}(\alpha, M_{j-1})}{M_j - M_{j-1}} M - \frac{C_{ya}(\alpha, M_j) M_{j-1} - C_{ya}(\alpha, M_{j-1}) M_j}{M_j - M_{j-1}}, \quad (1.7)$$

$$C_{xa}(\alpha, M) = \frac{C_{xa}(\alpha, M_j) - C_{xa}(\alpha, M_{j-1})}{M_j - M_{j-1}} M - \frac{C_{xa}(\alpha, M_j) M_{j-1} - C_{xa}(\alpha, M_{j-1}) M_j}{M_j - M_{j-1}}, \quad (1.8)$$

где $C_{ya}(\alpha, M_{j-1})$, $C_{ya}(\alpha, M_j)$, $C_{xa}(\alpha, M_{j-1})$, $C_{xa}(\alpha, M_j)$ определяются по формулам (1.6).

Результаты аппроксимации аэродинамических коэффициентов по числу Маха для различных углов атаки представлены на рисунках 1.5, 1.6.

Изменение максимального аэродинамического качества K_{\max} по числу Маха для различных углов атаки приведено на рисунке 1.7.

Сравним АХ рассматриваемого ГЛА с имеющимися литературными данными. Например, для ряда компоновок ЦАГИ величина K_{\max} составляет от 6 ($M = 2$) до 4,7...5,5 ($M = 6$), а для АКС «Зенгер» величина K_{\max} находится между 5 и 6. Из рисунка 1.7 следует, что величина K_{\max} составляет от 4,8 ($M = 2$) до 3,6 ($M = 6$) и, следовательно, не превышает известные значения. K_{\max} при $M = 6$ соответствует углу атаки $\alpha = 8^\circ$ и коэффициенту подъёмной силы $C_{ya} = 0,09$, что близко известным соответствующим значениям: $\alpha = 7 \dots 8^\circ$ и $C_{ya} = 0,07 \dots 0,08$. При $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 0$ величина $C_{ya} = -0,0018$, а при $\alpha = 10^\circ$ величина $C_{ya} = 0,1193$, что практически совпадает с известными соответствующими значениями: $C_{ya} = -0,02$ и $C_{ya} = 0,11$.

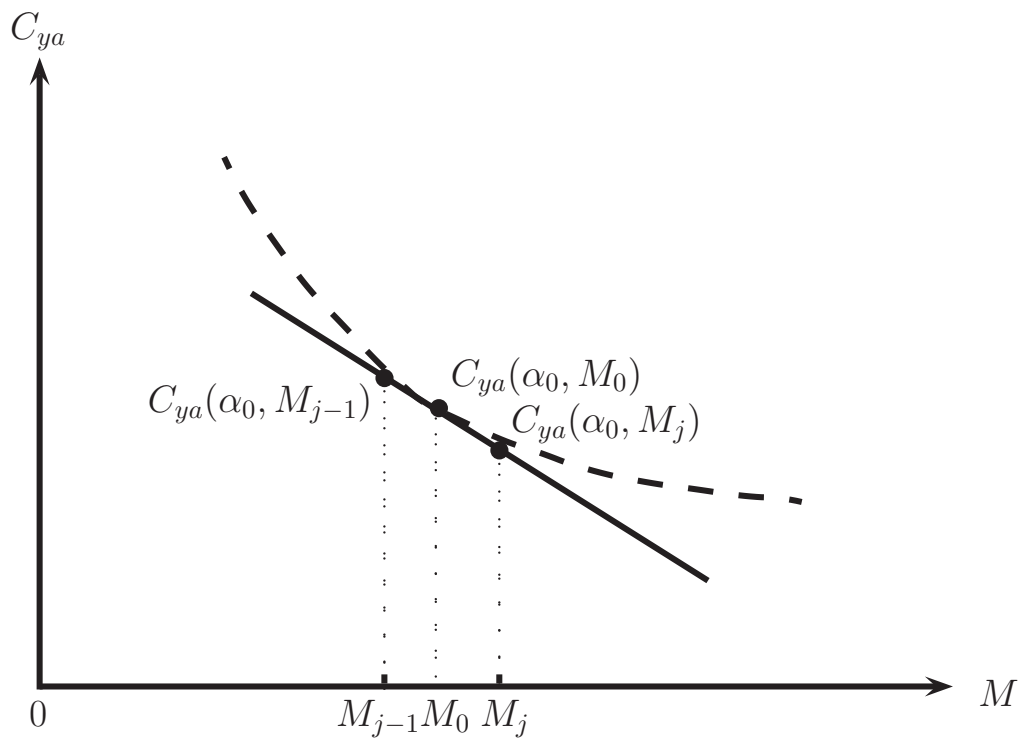


Рисунок 1.4 — Кусочно-линейная аппроксимация коэффициента подъёмной силы C_{ya} при фиксированном значении угла атаки $\alpha = \alpha_0$

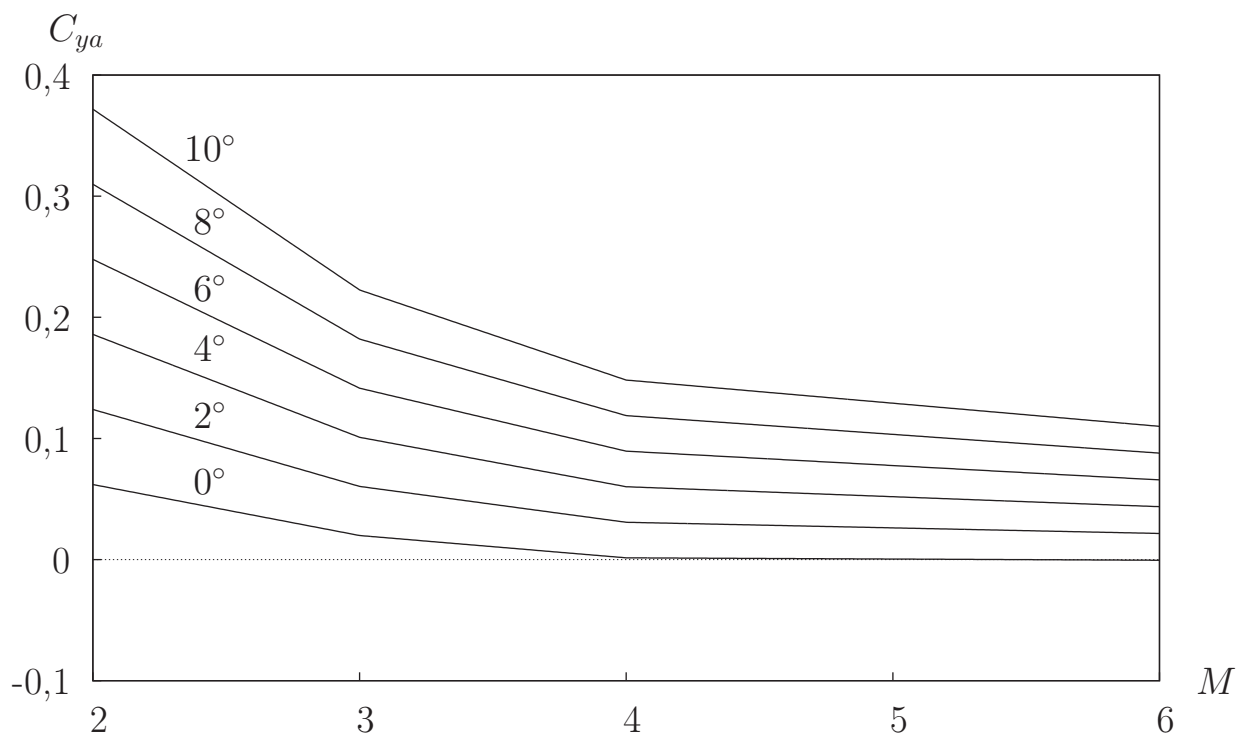


Рисунок 1.5 — Кусочно-линейная аппроксимация коэффициента подъёмной силы C_{ya} по числу M для различных углов атаки α

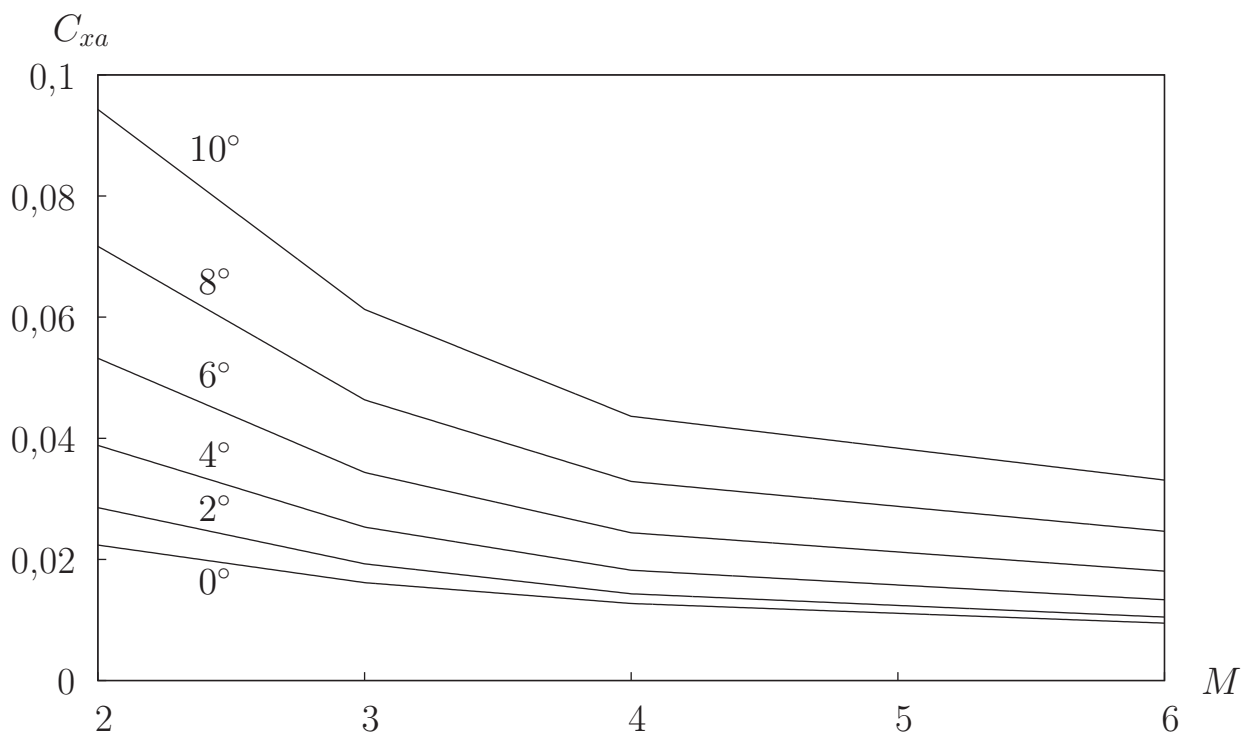


Рисунок 1.6 — Кусочно-линейная аппроксимация коэффициента силы лобового сопротивления C_{xa} по числу M для различных углов атаки α

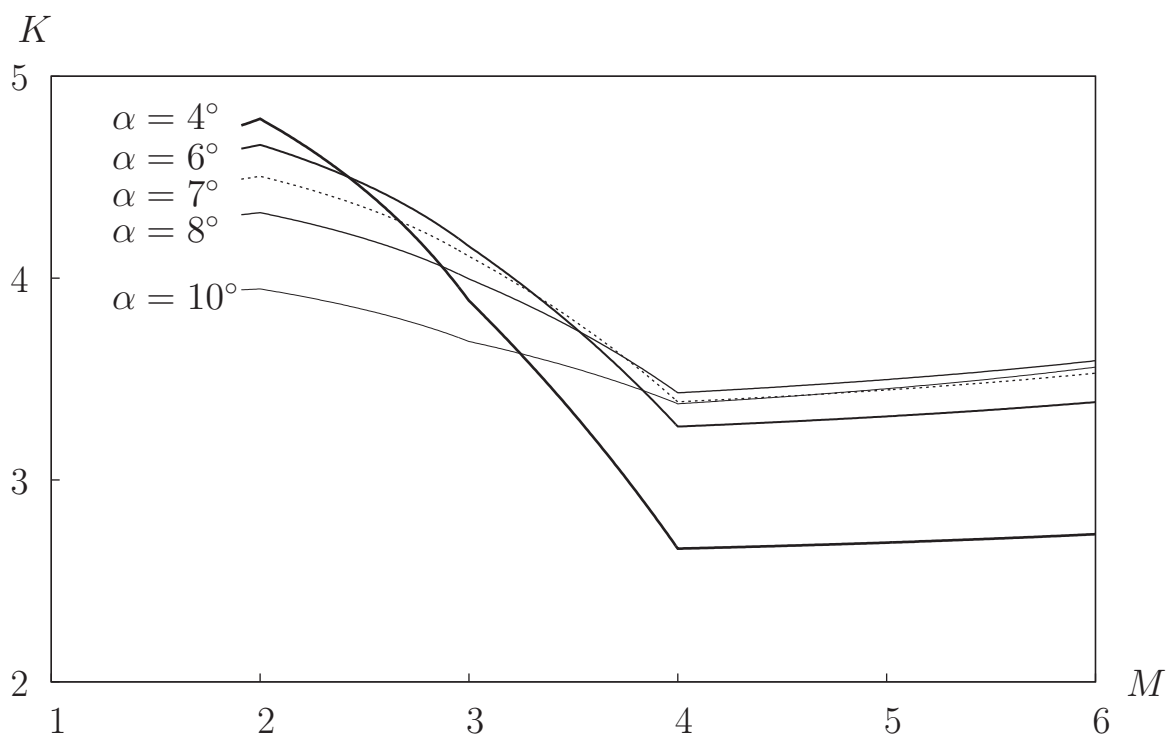


Рисунок 1.7 — Зависимость аэродинамического качества K от числа Маха для различных углов атаки α

1.3 Характеристики силовой установки

Большой диапазон возможных скоростей полёта ГЛА обуславливает применение на них двигателей различных типов, как правило, в составе комбинированной силовой установки [1].

При выборе наиболее рациональной концепции ГЛА одной из важнейших задач является определение типа используемых гиперзвуковых двигателей и диапазона их работы по числу M полёта.

Традиционный взгляд состоит в том, что в диапазоне скоростей полёта, соответствующих M от 0 до 4, наиболее эффективны двигатели турбокомпрессорного типа (ТРД, РТД, РТДп). При M от 3 до 7 наилучшими характеристиками обладает ПВРД с дозвуковым горением. При числах M , больших 6...8, единственно возможным становится использование ПВРД со сверхзвуковым горением — ГПВРД.

Ракетно-турбинный пароводородный двигатель является одним из наиболее перспективных и уже прошедших стадию предварительной разработки кандидатов для использования на ГЛА. В РТДп используется жидкий водород. На вход в турбину подаётся газообразный водород (перегретый водородный пар), образующийся в теплообменнике-регенераторе, расположенном в основной камере сгорания. После расширения в турбине водород через газовые форсунки топливного коллектора подаётся в камеру сгорания, смешивается с воздухом, поступающим из компрессора, и сжигается, образуя продукты сгорания, истекающие из сопла. Как отмечено в [15], термин «пароводородный», получивший широкое распространение, нельзя признать правильным, поскольку рабочим телом турбины служит газообразный водород, и она является «газоводородной».

На рисунке 1.8 приведены графики изменения эффективных удельных импульсов различных двигательных установок в зависимости от числа M по типовой траектории полёта [15].

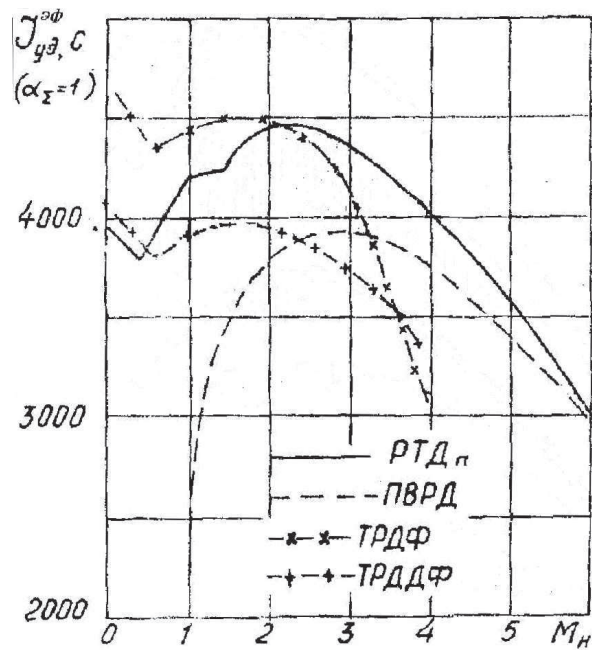


Рисунок 1.8 — Эффективный удельный импульс различных двигателей на типовой траектории

Для формирования облика СУ для ГЛА различного целевого назначения необходима оценка сравнительной эффективности различных типов двигателей.

В монографии [15] приведены результаты исследования эффективности КСУ, полученные в совместных работах ЦИАМ и ВВИА, для ГЛА с максимальным числом M , равным 6.

Анализировались четыре типа КСУ:

1. ТРДП — турбо-прямоточный двигатель с общей форсажнопрямоточной камерой сгорания, имеющий в своём составе ТРДФ и ПВРД.
2. ТРДДП — турбо-прямоточный двигатель с общей форсажнопрямоточной камерой сгорания, имеющий в своём составе ТРДДФ_{см} и ПВРД.
3. РТДгг — ракетно-турбинный двигатель, работающий на жидком водороде и жидком кислороде.
4. РТДп — пароводородный ракетно-турбинный двигатель.

ТРДП и ТРДДП до $M = 3,5$ работают на турбокомпрессорном, а от $M = 3,5$ до $M = 6$ — на прямоточном режиме.

РТДп сохраняют высокий удельный импульс в широком диапазоне чисел M полёта, имеют простую конструкцию и существенно более низкую удельную массу. Их недостатками являются неблагоприятное протекание дроссельных характеристик, что вызывает ухудшение экономичности СУ при дозвуковых скоростях полёта, а также некоторые трудности в обеспечении работоспособности компрессора при гиперзвуковых скоростях полёта. Самым главным достоинством РТДп является их высокий импульс. Это достоинство перекрывает все отмеченные недостатки, которые могут быть преодолены за счёт усовершенствования их схем, улучшения процесса управления и применения новых материалов [15].

Аппроксимацию высотно-скоростной характеристики СУ в виде зависимости удельного импульса I от высоты и скорости проведём с учётом характерных особенностей работы РТДп и использованием рисунка 1.8. Примем кусочно-линейную аппроксимацию высотно-скоростной характеристики для $h \in [h_{i-1}, h_i]$ в следующем виде:*

$$I(h, M) = \frac{I_0(h_i) - I_0(h_{i-1})}{h_i - h_{i-1}} h - \frac{I_0(h_i)h_{i-1} - I_0(h_{i-1})h_i}{h_i - h_{i-1}} - 350M + 15M^2. \quad (1.9)$$

*Выражение (1.9) предложено аспирантом кафедры динамики полёта и систем управления СГАУ Бебяковым А. А.

Коэффициенты $I_0(h_{i-1})$, $I_0(h_i)$ приведены в соответствующих столбцах таблицы 1.4.

Таблица 1.4 — Значения коэффициентов I_0

i	1	2	3	4	5	6	7
h, м	8000	12000	16000	20000	24000	28000	32000
I_0 , с	5350	5650	5732	5660	5520	5240	4860

Результаты аппроксимации представлены на рисунке 1.9 для высот от 8000 м до 32000 м и для чисел Маха от 2 до 6, которые соответствуют рассматриваемому участку разгона — набора высоты.

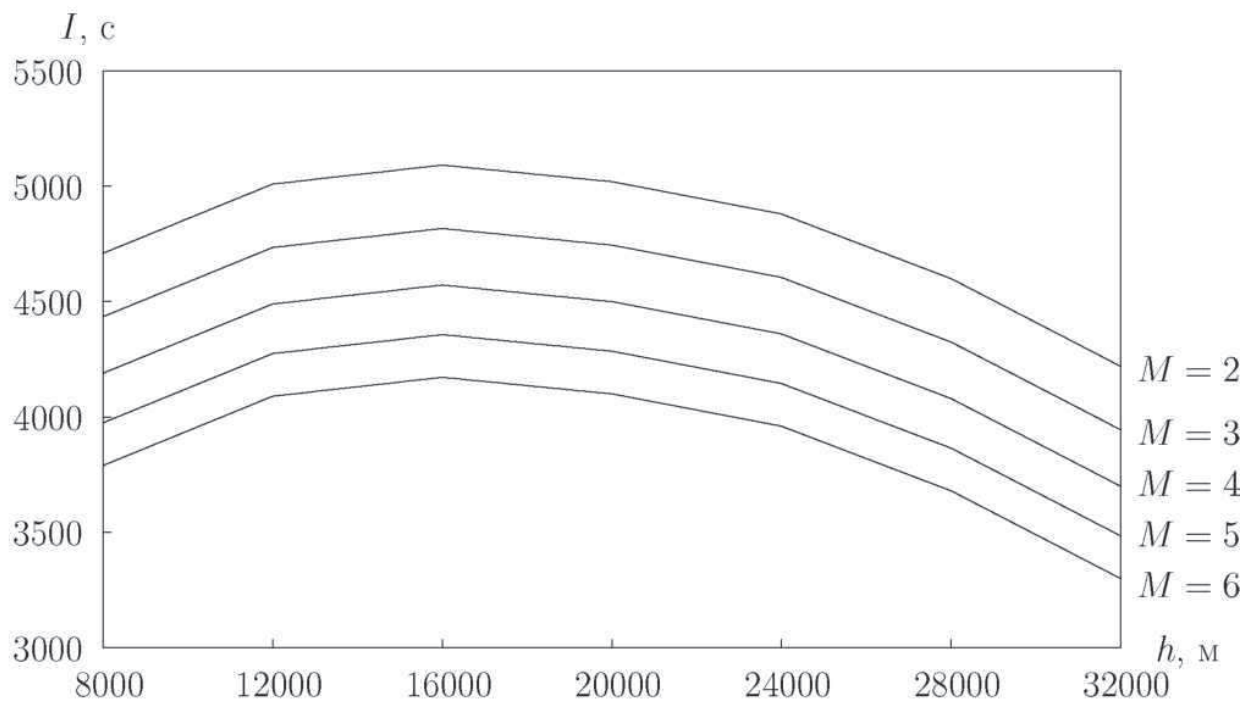


Рисунок 1.9 — Удельный импульс силовой установки

В дальнейшем будем определять силу тяги силовой установки P по соотношению:

$$P = Ig\beta, \quad (1.10)$$

где β — секундный расход топлива, g — ускорение силы тяжести.

1.4 Уравнения движения

Математическая модель движения ГЛА на рассматриваемом этапе разгона — набора высоты определяется, исходя из следующих допущений:

- движение рассматривается в вертикальной плоскости (траектория плоского выведения для ГСР) в однородном поле тяжести и неподвижной атмосфере;
- ГЛА является материальной точкой переменной массы;
- направления вектора тяги и аэродинамической хорды при нулевом угле атаки совпадают с направлением строительной горизонтали ГЛА (угол установки двигателя равен нулю).

Запишем исходную систему дифференциальных уравнений движения в стандартном виде в траекторной системе координат с учётом соотношений для аэродинамических сил (1.4), (1.5) и силы тяги (1.10):

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= \frac{I(h, M)g\beta}{m} \cos \alpha - C_{xa}(\alpha, M) \frac{\rho(h)V^2}{2m} S - g \sin \theta, \\ \dot{\theta} &= \frac{1}{V} \left(\frac{I(h, M)g\beta}{m} \sin \alpha + C_{ya}(\alpha, M) \frac{\rho(h)V^2}{2m} S - g \cos \theta \right) + \\ &\quad + \frac{V \cos \theta}{R + h}, \\ \dot{h} &= V \sin \theta, \\ \dot{m} &= -\beta. \end{aligned} \right\} \quad (1.11)$$

Здесь V — скорость, θ — угол наклона траектории, h — высота, m — масса, I — удельный импульс, M — число Маха, g — ускорение силы тяжести, β — секундный расход топлива, α — угол атаки, C_{xa} , C_{ya} — соответственно коэффициенты силы лобового сопротивления и аэродинамической подъёмной силы, ρ — плотность атмосферы, S — площадь крыла, R — радиус Земли.

При невозмущённом движении плотность атмосферы вычисляется по закону, который соответствует стандартной атмосфере для высот

от 0 до 40000 м [18]:

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h}{H_1(h)}\right), \quad (1.12)$$

$$H_1(h) = H_{10} + H_{11}h + H_{12}h^2 + H_{13}h^3, \quad (1.13)$$

где ρ_0 — плотность воздуха на нулевой высоте; $H_1(h)$ — шкала высот; $H_{10} = 10351,8$ м; $H_{11} = -3,68512 \cdot 10^{-2}$; $H_{12} = -1,02368 \cdot 10^{-5} \text{ м}^{-1}$; $H_{13} = 2,63363 \cdot 10^{-10} \text{ м}^{-2}$ [19].

Система (1.11) является замкнутой относительно переменных V , θ , h , m , которые являются фазовыми координатами и вместе со своими первыми производными определяют состояние объекта управления в любой момент времени t .

Кроме указанных фазовых координат в уравнения системы (1.11) входят свободные переменные — угол атаки α и секундный расход топлива β , которые являются управлением.

В качестве функции управления рассматриваются программы угла атаки $\alpha(t)$ и секундного расхода топлива $\beta(t)$.

Ограничения на управление α зададим неравенством вида

$$\alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}, \quad (1.14)$$

где α_{\min} , α_{\max} — соответственно минимальное и максимальное возможные значения угла атаки.

Ограничение на управление β зададим неравенством вида

$$0 \leq \beta \leq \beta_{\max}, \quad (1.15)$$

где β_{\max} — максимальное возможное значение секундного расхода топлива.

Для решения системы уравнений (1.11) должны быть заданы начальные значения всех фазовых координат, а для определения управления — конечные условия движения при нефиксированной конечной массе ГЛА.

Поэтому граничные условия движения имеют вид:

$$\begin{aligned} t = t_n : V(t_n) &= M_n \cdot a(h_n), \quad \theta(t_n) = \theta_n, \quad h(t_n) = h_n, \quad m(t_n) = m_n; \\ t = t_\kappa : V(t_\kappa) &= M_\kappa \cdot a(h_\kappa), \quad \theta(t_\kappa) = \theta_\kappa, \quad h(t_\kappa) = h_\kappa, \end{aligned} \quad (1.16)$$

где a — скорость звука.

Так как система (1.11) является автономной, то зададим начальное время $t_n = 0$, а конечное время $t_\kappa = T$ является нефиксированным.

Поскольку исследуются движения ГЛА самолётного типа, то следует учитывать ограничения, накладываемые на величину скоростного напора

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \leq q_{\max} \quad (1.17)$$

и на величины нормальной скоростной n_{ya} и тангенциальной n_{xa} перегрузок

$$n_{ya} = \frac{P \sin \alpha + Y_a}{mg} = \frac{I g \beta \sin \alpha + C_{ya} S \frac{\rho V^2}{2}}{mg} \leq n_{ya \max}, \quad (1.18)$$

$$n_{xa} = \frac{P \cos \alpha - X_a}{mg} = \frac{I g \beta \cos \alpha - C_{xa} S \frac{\rho V^2}{2}}{mg} \leq n_{xa \max}. \quad (1.19)$$

2 Программы управления и траектории движения гиперзвукового самолёта-разгонщика

В ряде известных работ при исследовании различных концепций ГЛА используются так называемые типовые траектории, которые формируются с учётом различных ограничений и состоят из нескольких отдельно выделенных участков. Для этапа полёта, связанного с разгоном до гиперзвуковых скоростей с одновременным набором высоты, обычно выделяют такие участки как [15]:

- участок разгона по линии $q_{\max} = \text{const}$ до момента заданной (или оптимизируемой) скорости. На этом участке осуществляется работа двигателей на полном форсированном режиме;
- участок схода с линии $q_{\max} = \text{const}$ и последующий манёвр «горка» с выдерживанием заданного числа M и угла наклона траектории в момент разделения ступеней АКС.

В [20] для предварительной оценки основных характеристик рассматриваемых схем АКС использовались «осреднённые» траектории движения ГСР. При этом отмечалось, что для более подробного анализа движения необходимо проводить его оптимизацию, что приведёт как к изменению формы траектории, так и к коррекции некоторых средних величин, полученных на этапе предварительной оценки.

Самым простым и понятным критерием оптимальности для ГЛА является величина топлива, израсходованного при его перемещении. Если секундный расход топлива постоянен, то величина расходуемого топлива пропорциональна времени движения.

При движении с наивыгоднейшим углом атаки, найденным из условия максимальности аэродинамического качества, происходит набор требуемой высоты при небольшом изменении числа M , т. е. разгон ГЛА практически отсутствует [31].

При движении с программой угла атаки, найденной из условия максимального прироста энергетической высоты, происходит разгон ГЛА до

числа M меньше требуемого, набор физической высоты практически отсутствует.

По результатам моделирования движения ГЛА с указанными программами сделан следующий вывод. В начале рассматриваемого участка полёта на низких высотах при имеющемся большом удельном импульсе СУ (большой силе тяги) должен осуществляться разгон ГЛА с малыми углами атаки с целью снижения силы лобового сопротивления. Затем должен быть сделан переход к большим углам атаки для набора заданной конечной высоты за счёт действия возможно большей подъёмной силы. Несмотря на уменьшение на больших высотах удельного импульса СУ увеличение скорости до заданного конечного значения будет продолжаться как за счёт большой тяговооружённости ГЛА, так и за счёт уменьшения плотности атмосферы и, следовательно, снижения силы лобового сопротивления.

В [31] определены приближённо-оптимальные программы, которые можно использовать в качестве номинальных при управлении движением при наличии возмущений. Предложена следующая двухступенчатая программа управления углом атаки:

$$\alpha(t) = \begin{cases} \alpha_1, & t < t_p; \\ \alpha_2, & t \geq t_p, \end{cases} \quad (2.1)$$

где α_1 – начальный угол атаки, t_p – время переключения с начального на конечный угол атаки, α_2 – конечный угол атаки.

Параметры t_p , α_2 определены из условия выполнения заданных конечных условий движения, а параметр α_1 – из условия максимизации заданного критерия оптимизации (конечного угла наклона траектории).

При обсуждении принципов построения терминальных регуляторов, например в [30], отмечается, что возможен выбор формы управляющего воздействия в классах достаточно простых функций. При этом свободными параметрами являются коэффициенты полиномов и моменты изменений уровней (точки переключения) и сами уровни кусочно-постоянных функций. Достоинством указанных функций является простота вычислений

соответствующих величин, необходимых для прогноза движения и замыкания обратной связи в контуре терминального управления.

В работе [31] приняты следующие начальные условия участка разгона – набора высоты, соответствующие типовой траектории: $h_H = 11000$ м, $M_H = 1,92$, $\theta_H = 16^\circ$, и ограничения на угол атаки: $\alpha_{\min} = 0$ и $\alpha_{\max} = 10^\circ$.

Для ГСР определены значения параметров двух программ (2.1) из условия максимизации конечного угла наклона траектории. Первая программа

$$\alpha(t) = \begin{cases} 0,70^\circ, & t < 77,1 \text{ с;} \\ 7,00^\circ, & t \geq 77,1 \text{ с,} \end{cases} \quad (2.2)$$

обеспечивает наибольшее конечное значение угла наклона траектории ($\theta_k^* = 3,2^\circ$) и нерикошетирующий характер траектории, а вторая программа

$$\alpha(t) = \begin{cases} 1,05^\circ, & t < 105,5 \text{ с;} \\ 8,50^\circ, & t \geq 105,5 \text{ с,} \end{cases} \quad (2.3)$$

обеспечивает наибольшее конечное значение угла наклона траектории ($\theta_k^* = 8,5^\circ$) при рикошетирующем характере траектории и выполнении ограничения по скоростному напору.

Программы угла атаки (2.2), (2.3), соответствующие им траектории движения ГСР и зависимости угла наклона траектории от времени представлены на рисунках 2.1–2.3.

Перегрузки, возникающие при движении ГСР с полученными программами угла атаки 2.2, 2.3, не превышают допустимых значений (рисунок 2.4).

Полученные программы угла атаки (2.2), (2.3) приводят к конечным значениям угла наклона траектории, меньшим значений, оптимальных для второй ступени АКС.

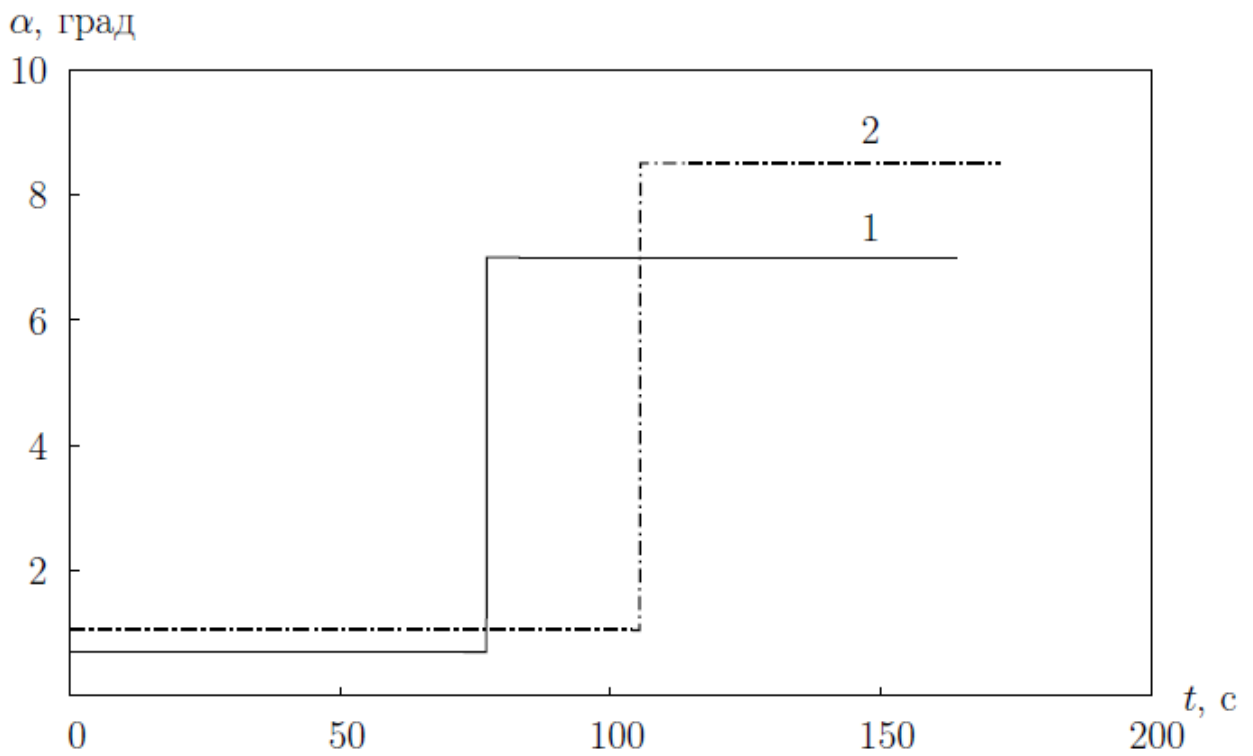


Рисунок 2.1 – Номинальные программы угла атаки ГСР (1 – без рикошета, 2 – с рикошетом)

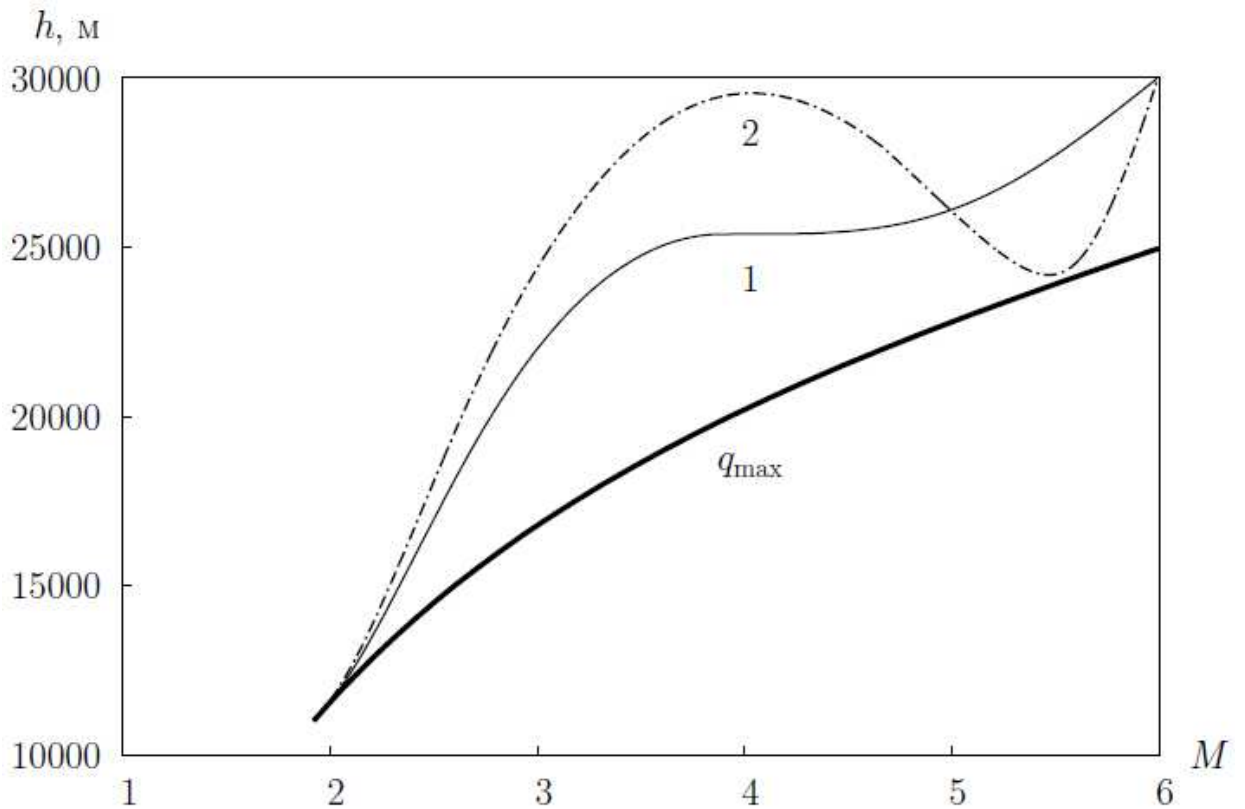


Рисунок 2.2 – Номинальные траектории движения ГСР (1 – без рикошета, 2 – с рикошетом, q_{\max} – ограничение по максимальному скоростному напору)

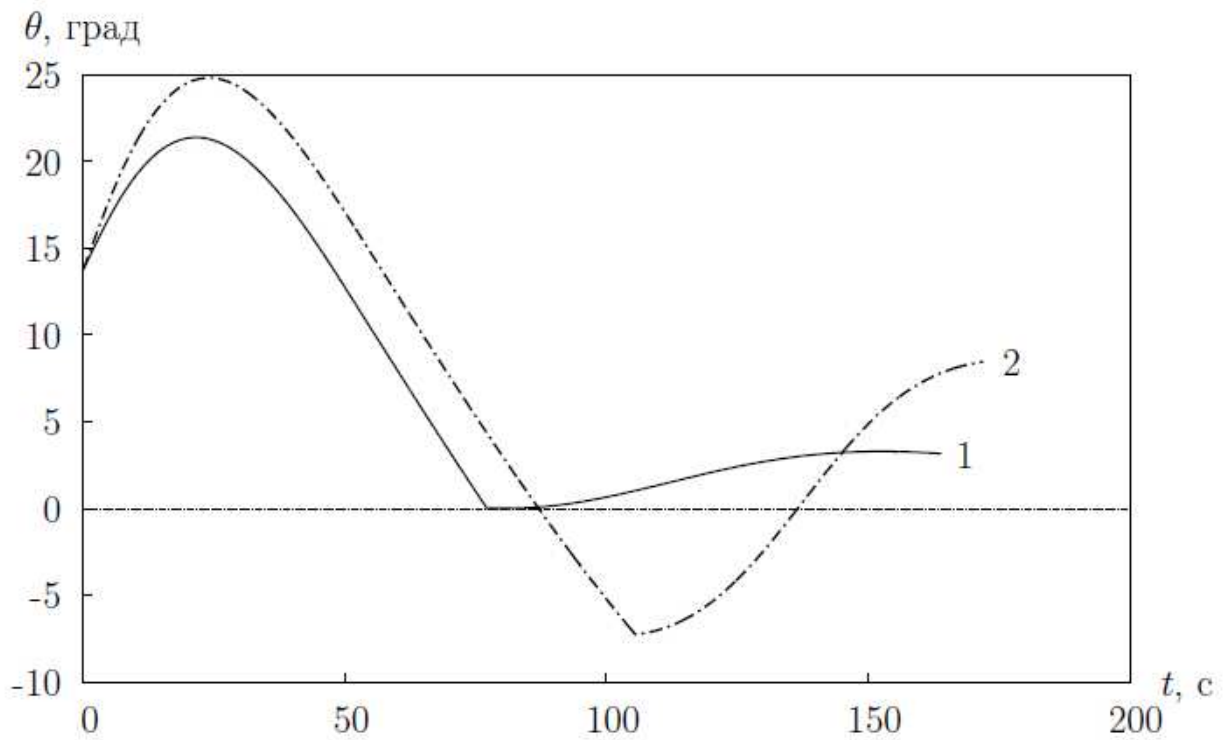


Рисунок 2.3 – Номинальные зависимости угла наклона траектории ГСР от времени (1 – без рикошета, 2 – с рикошетом)

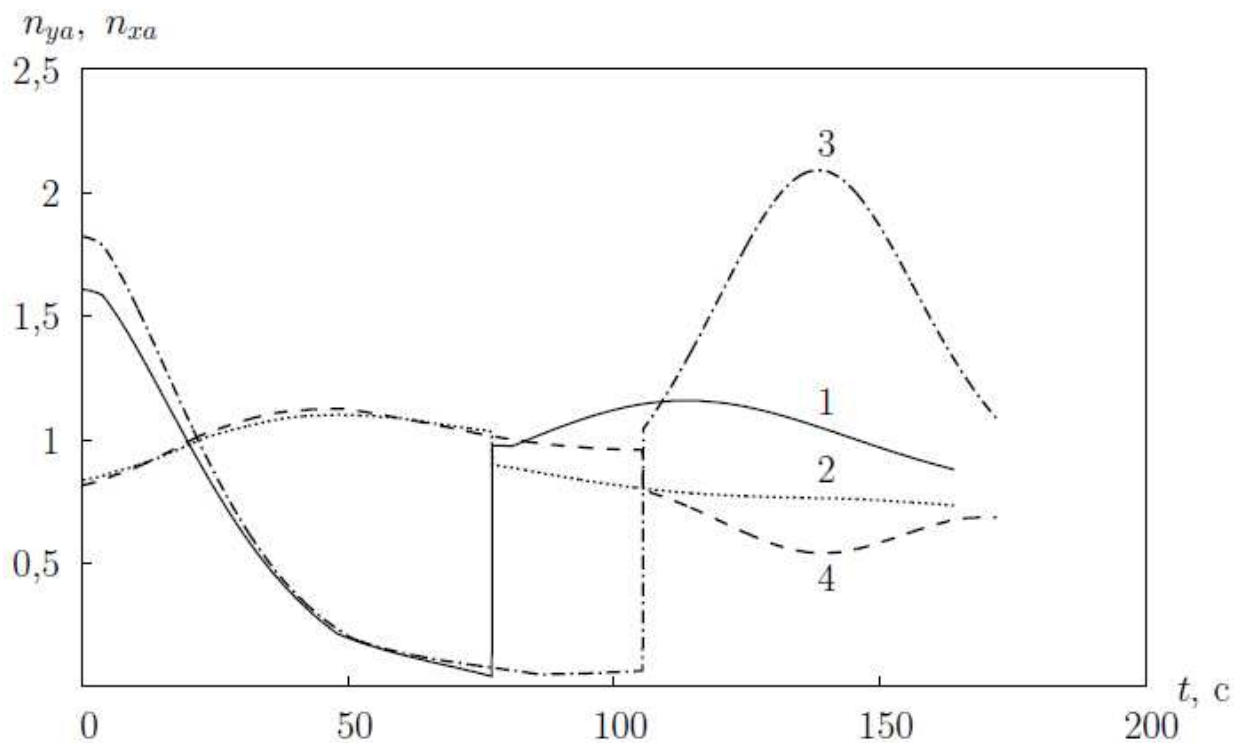


Рисунок 2.4 – Перегрузки n_{ya} и n_{xa} при движении ГРС с номинальной программой угла атаки (1, 2 – n_{ya} , n_{xa} при программе (2.2); 3, 4– n_{ya} , n_{xa} при программе (2.3))

Для исследования зависимости максимального значения конечного угла

наклона траектории от конечного условия по скорости определены программы угла атаки из условия максимума конечного угла наклона траектории при $M_k = 4$, $M_k = 5$, $M_k = 6$. Траектории движения с этими программами угла атаки представлены на рисунке 2.5. Конечные значения угла наклона полученных траекторий равны 55° , 32° , 13° , соответственно. Но, как видно из рисунка, при движении ГСР с полученными программами угла атаки происходит нарушение ограничения по скоростному напору.

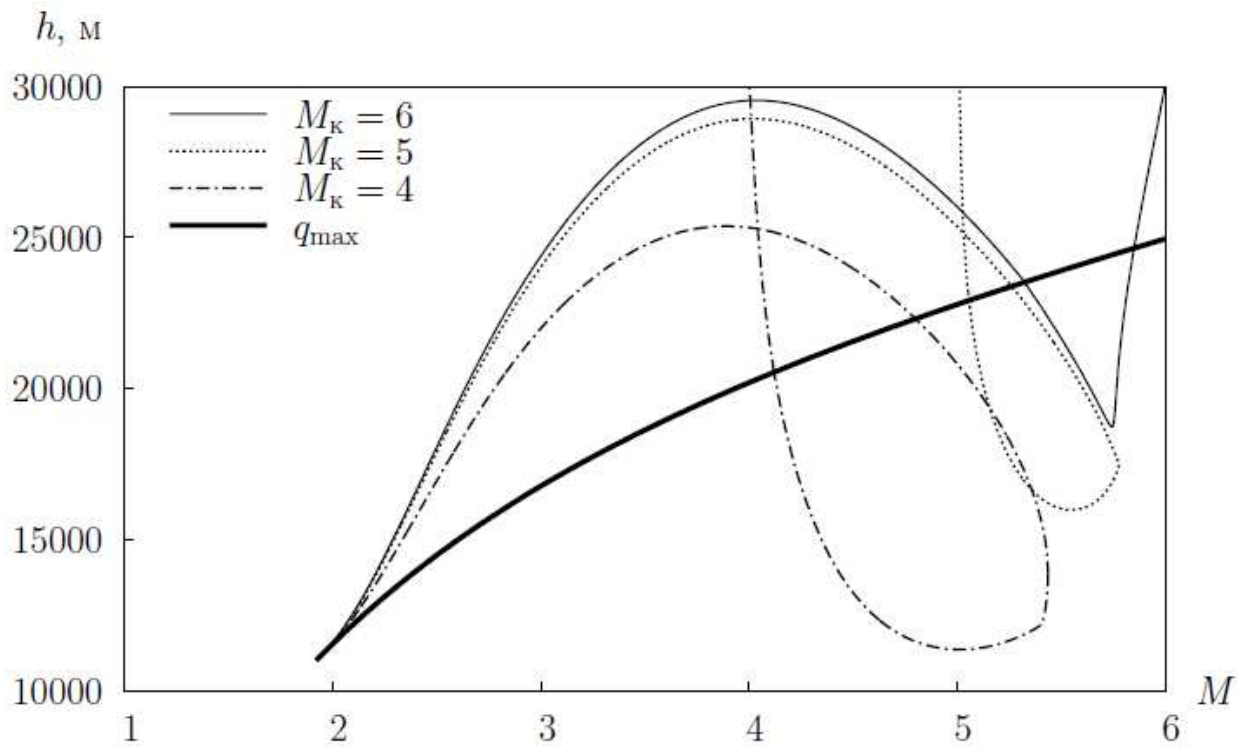


Рисунок 2.5 – Траектории движения ГСР при различных значениях M_k

Определены программы угла атаки из условия максимума конечного угла наклона траектории для $M_k = 4$, $M_k = 5$, $M_k = 6$, при движении с которыми не нарушается условие по максимальному скоростному напору. Соответствующие траектории представлены на рисунке 2.6. Конечные значения угла наклона полученных траектории равны 21° , 14° , $8,5^\circ$, соответственно.

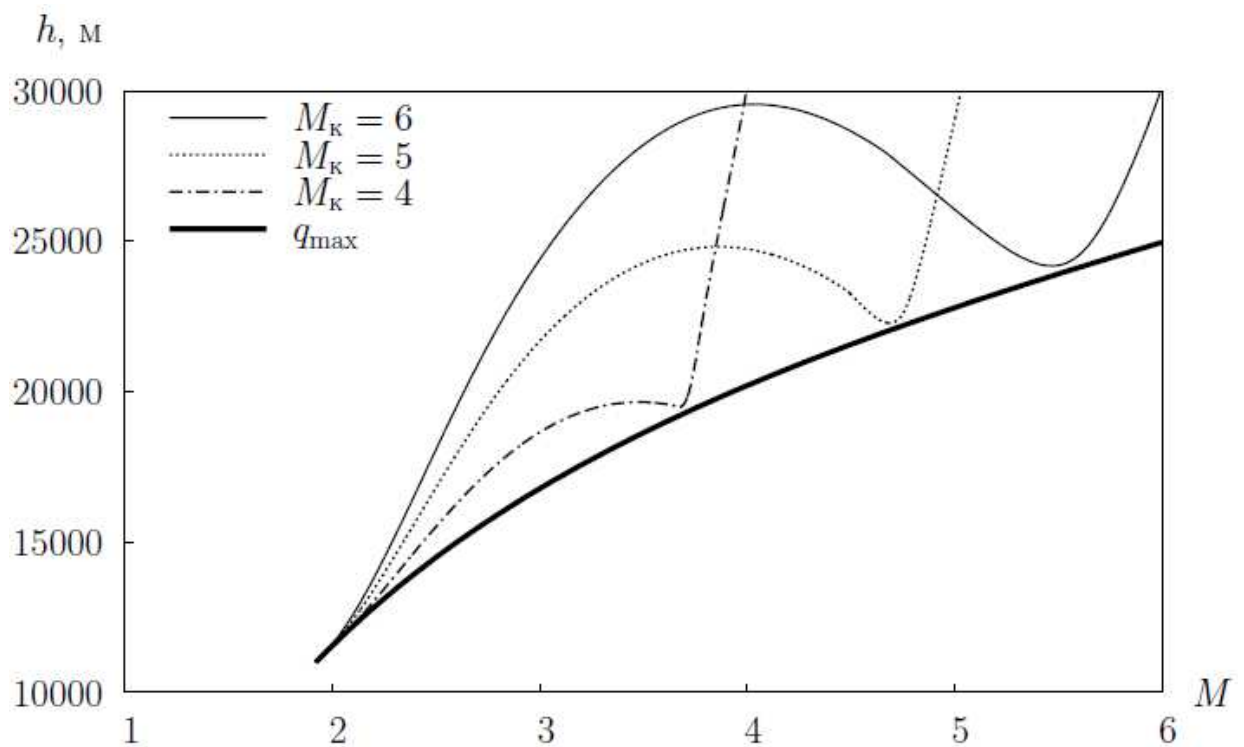


Рисунок 2.6 – Траектории движения ГСР при различных значениях M_k без нарушения ограничения по максимальному скоростному напору

Определены программы угла атаки из условия максимума конечного угла наклона траектории для $M_k = 4$, $M_k = 5$, $M_k = 6$, при движении с которыми не нарушается условие по максимальному скоростному напору и траектории имеют нерикошетирующий характер. Соответствующие траектории представлены на рисунке 2.7. Конечные значения угла наклона полученных траектории равны 18° , 7° , $3,2^\circ$, соответственно.

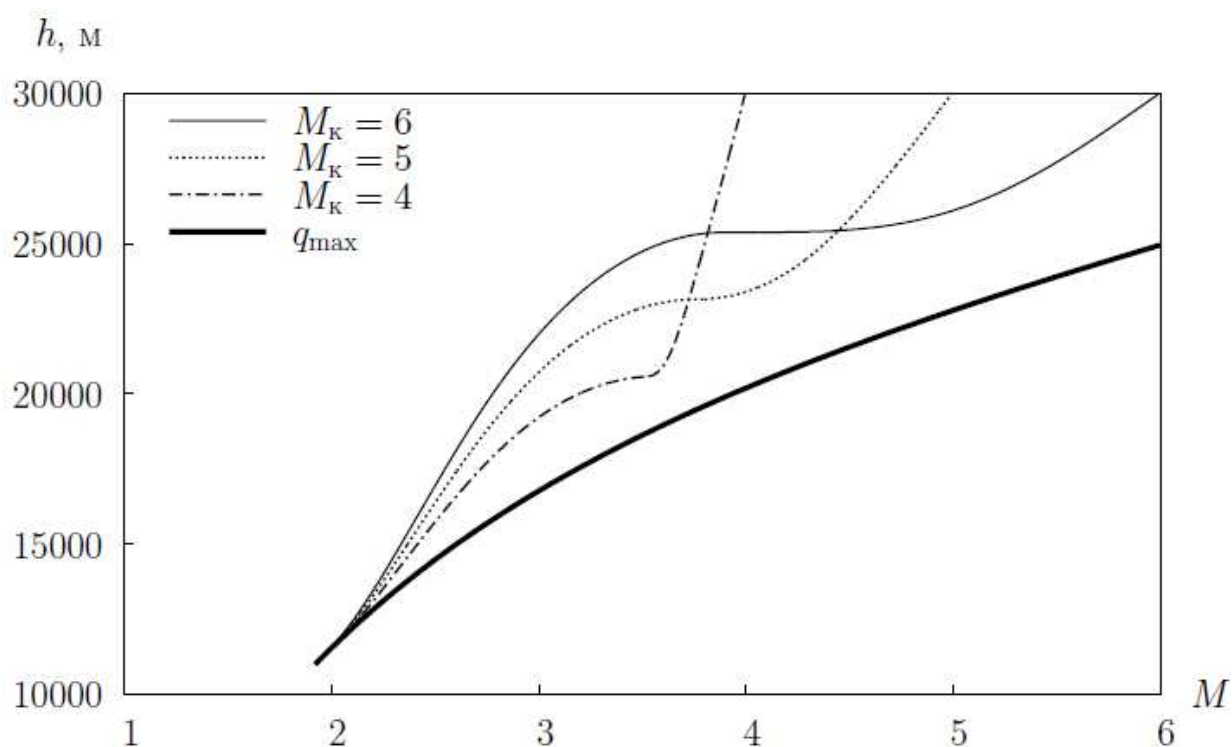


Рисунок 2.7 – Нерикошетирующие траектории движения ГСР при различных значениях M_k

Для исследования зависимости максимального значения конечного угла наклона траектории от конечного условия по высоте определена программа угла атаки из условия максимума конечного угла наклона траектории при $h_k = 25000$ м. Траектория движения с этой программой угла атаки представлена на рисунке 2.8. Конечное значение угла наклона полученной траектории равно $3,4^\circ$. Но, как видно из рисунка, при движении ГСР с полученной программой угла атаки происходит нарушение ограничения по скоростному напору. Поэтому была определена программа угла атаки, при движении с которой нарушение ограничения по скоростному напору не происходит (рисунок 2.8). Полученная траектория на завершающем этапе полёта совпадает с ограничением по скоростному напору. Конечное значение угла наклона траектории равно $1,8^\circ$.

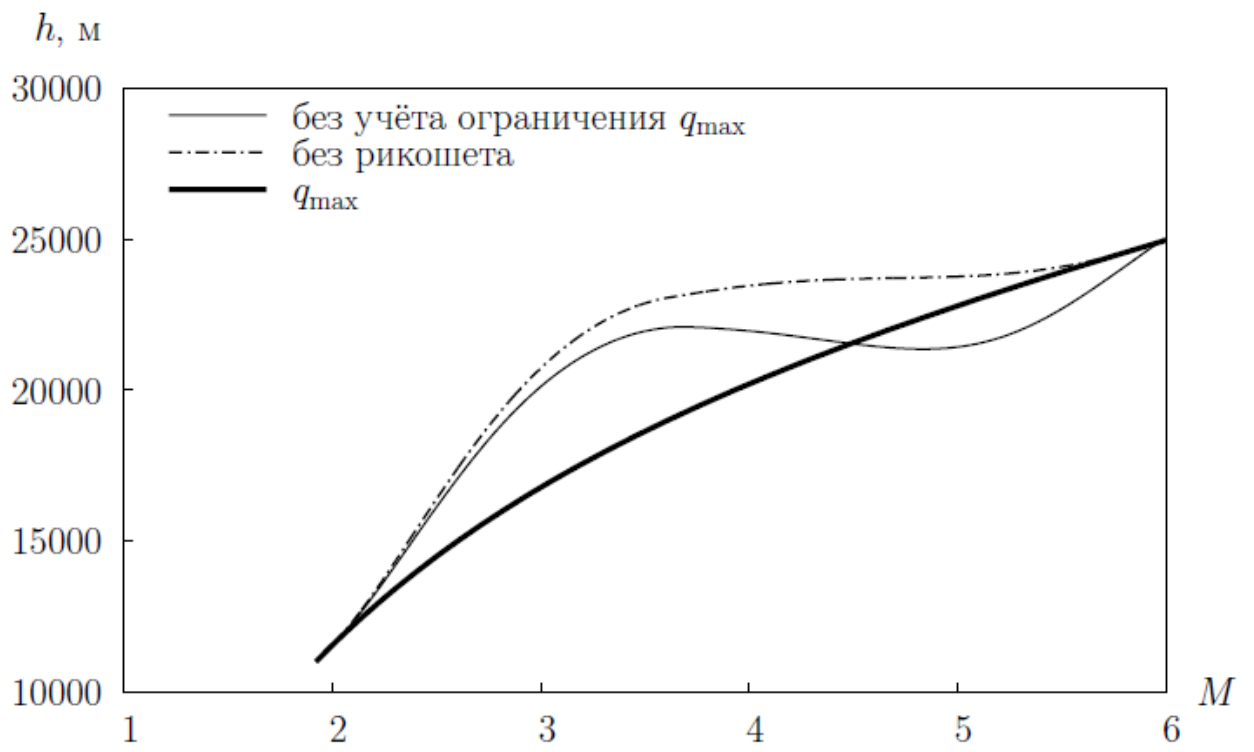


Рисунок 2.18 – Траектории движения ГСР при $h_k = 25000$ м

3 Сверхзвуковой самолёт-носитель

3.1 Математическая модель движения

Движение самолёта как материальной точки постоянной массы в вертикальной плоскости в однородном поле тяжести и неподвижной атмосфере определяется системой дифференциальных уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g \cdot \left[\frac{P_0}{mg} \cdot f \cdot \xi(M, H) - C_{xa}(M, C_{ya}) q \frac{S}{mg} - \sin\theta \right], \\ \frac{d\theta}{dt} &= g \cdot \left[\frac{C_{ya}(\alpha) q}{V} \cdot \frac{S}{mg} - \frac{\cos\theta}{V} \right], \\ \frac{dH}{dt} &= V \cdot \sin\theta. \end{aligned} \right\} \quad (3.1)$$

Здесь V – скорость; θ – угол наклона траектории; H – высота; P_0 – статическая тяга (при $H=0$ и $V=0$); m – масса; g – ускорение свободного падения, f – постоянный коэффициент, учитывающий форсирование тяги; $\xi(M, H)$ – высотно-скоростная характеристика двигателя; M – число Маха; C_{xa} – коэффициент силы лобового сопротивления; C_{ya} – коэффициент аэродинамической подъёмной силы: $C_{ya} = C_{ya}^a \alpha$, C_{ya}^a – производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки; q – скоростной напор; ρ – плотность воздуха; S – площадь крыла; t – время.

В качестве управления используется коэффициент подъёмной силы C_{ya} , который не может превышать заданного предельного значения $C_{ya}^{пред}$.

3.2 Манёвр «динамическая горка»

Стандартная схема манёвра «горка» с целью набора высоты состоит из трёх участков.

Первый участок. «Вход в горку» - переход из режима установившегося горизонтального полёта в режим набора высоты. Он характеризуется двумя параметрами: постоянной перегрузкой n_{ya} , с которой выполняется манёвр и которая превышает единицу, и углом наклона траектории в конце первого $\theta_{горки}$.

Коэффициент подъёмной силы определяется следующим образом:

$$C_{ya1} = \frac{n_{ya} mg}{q \cdot S}. \quad (3.2)$$

Условием перехода ко второму участку является достижение углом наклона траектории значения $\theta_{горки}$. Если в процессе интегрирования дифференциальных уравнений (3.1) коэффициент C_{ya} , определяемый согласно (3.2), оказывается больше значения $C_{ya}^{пред}$, то принимается, что $C_{ya} = C_{ya}^{пред}$. В этом случае второй участок отсутствует, и полёт самолёта будет происходить в соответствии с третьим участком.

Второй участок. Самолёт набирает высоту с постоянным углом наклона траектории $\theta_{горки}$. Из условия $\frac{d\theta}{dt} = 0$ коэффициент подъёмной силы определяется следующим образом:

$$C_{ya2} = \frac{mg \cdot \cos \theta_{горки}}{q \cdot S}. \quad (3.2)$$

Третий участок. «Выход из горки» начинается при достижении коэффициентом подъёмной силы значения $C_{ya}^{пред}$ и продолжается с этим значением до достижения нулевого угла наклона траектории ($\theta_k = 0$) [32].

Манёвр «динамическая горка» для достижения больших высот полёта реализуется с уменьшением скорости, т. е. за счёт перевода части начальной кинетической энергии самолёта в потенциальную. Желательно, чтобы на полученной в результате манёвра конечной высоте H_k скорость самолёта V_k была не меньше так называемой эволютивной скорости, при которой ещё возможно управление самолётом с помощью аэродинамических поверхностей.

3.3 Траектории движения сверхзвукового самолёта

В [33] рассмотрен вариант первой ступени АКС в виде аналога самолёта МиГ-31И. Начальные условия манёвра (высота и скорость) соответствуют горизонтальному полёту для форсажного режима работы двигателей и должны обеспечивать полную энергию самолёта, близкую к максимальной. Методом потребных и располагаемых тяг определены начальные условия манёвра:

$H_n=17,5$ км и $M_n = 2,8$. При наборе высоты двигатели работают до высоты $H = 21$ км, значение $C_{ya}^{пред}$ принято равным единице.

При направленном поиске перегрузки n_{ya} и определении угла $\theta_{горки}$ методом градиентов, при которых обеспечивается максимальная конечная высота полёта h_k при нулевом конечном угле наклона траектории θ_k , получено, что наибольшая конечная высота $h_k = 28,9$ км достигается при перегрузке $n_{ya} = 2,02$ и угле $\theta_{горки} = 30,6^\circ$. Коэффициент C_{ya} достигает допустимого значения $C_{ya}^{дон}$ на участке «входа в горку», участок прямолинейного полёта отсутствует и сразу происходит переход к участку «выхода из горки». Полученное управление соответствует ограничениям: сначала по максимальной перегрузке n_{ya}^{max} , а затем по допустимому коэффициенту подъёмной силы $C_{ya}^{дон}$. Соответствующие зависимости высоты H , числа M , угла наклона траектории θ и коэффициента подъёмной силы C_{ya} от времени t представлены на рисунке 3.1.

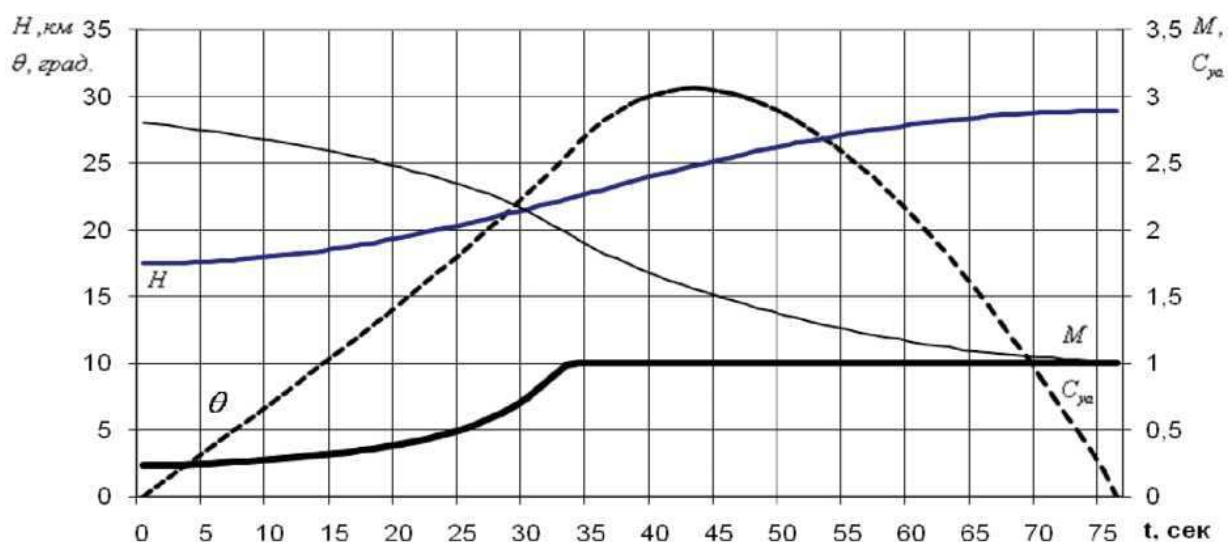


Рисунок 3.1 – Зависимости H , M , θ и C_{ya} от времени для $n_{ya} = 2,02$ и $\theta_{ya} = 30,6^\circ$

Практически важный вариант запуска РН с углом наклона траектории θ_k свыше 40° возможен лишь при больших значениях перегрузок: $n_{ya} = 4$ и $n_{ya} = 5$. Запуск РН с $\theta_k = 30^\circ$ целесообразно проводить при манёвре с перегрузкой $n_{ya} = 2$, поскольку в данном случае обеспечивается наибольшая

конечная высота $h_k = 24,9$ км с наибольшей конечной скоростью $V_k = 454$ м/с. С ростом перегрузки с 2 до 5 максимальный угол наклона траектории θ_k^{\max} существенно увеличивается (на 12°), а конечные значения высоты h_k и скорости V_k уменьшаются соответственно на 2 км и на 85 м/с [34].

3.4 Траектории движения сверхзвукового летательного аппарата

С целью определения возможного диапазона высот запуска РН рассмотрен манёвр «горка» для аппарата MPV. Согласно проектным характеристикам, аппарат начинает манёвр, предшествующий старту РН, с высоты $h = 19$ км со скоростью, соответствующей числу $M = 4$, и заканчивает его при достижении конечного угла наклона траектории $\theta_k = 20^\circ$.

Как было установлено, при наборе максимальной высоты эффективна «горка» без прямолинейного участка. Поэтому для аппарата рассматривается только один участок, определяющий условия запуска РН. На этом участке аппарат переходит из режима установившегося горизонтального полёта в режим набора высоты до достижения заданного конечного угла наклона траектории. Параметром управления является нормальная скоростная перегрузка n_{ya} , с которой начинается манёвр.

Из результатов моделирования следует, что с ростом перегрузки от 2 до 5 конечная высота увеличивается на 12,5 км (с 54 км до 66 км), а конечная скорость уменьшается на 286 м/с (с 797 м/с до 511 м/с). Причиной уменьшения скорости, как и в случае сверхзвукового самолёта, является рост требуемого значения коэффициента подъёмной силы при манёвре с большим значением перегрузки. Это вызывает значительное увеличение лобового сопротивления и, как следствие, интенсивное торможение аппарата.

На рис. 3.2, 3.4, 3.6 и 3.8 показаны зависимости коэффициента подъёмной силы C_{ya} и перегрузки n_{ya} от времени t . Пунктиром показано допустимое значение коэффициента подъёмной силы C_{ya}^{don} . На рис. 3.3, 3.5, 3.7 и 3.9 показаны зависимости параметров траектории: высоты h , скорости V и угла наклона траектории θ от времени t [32].

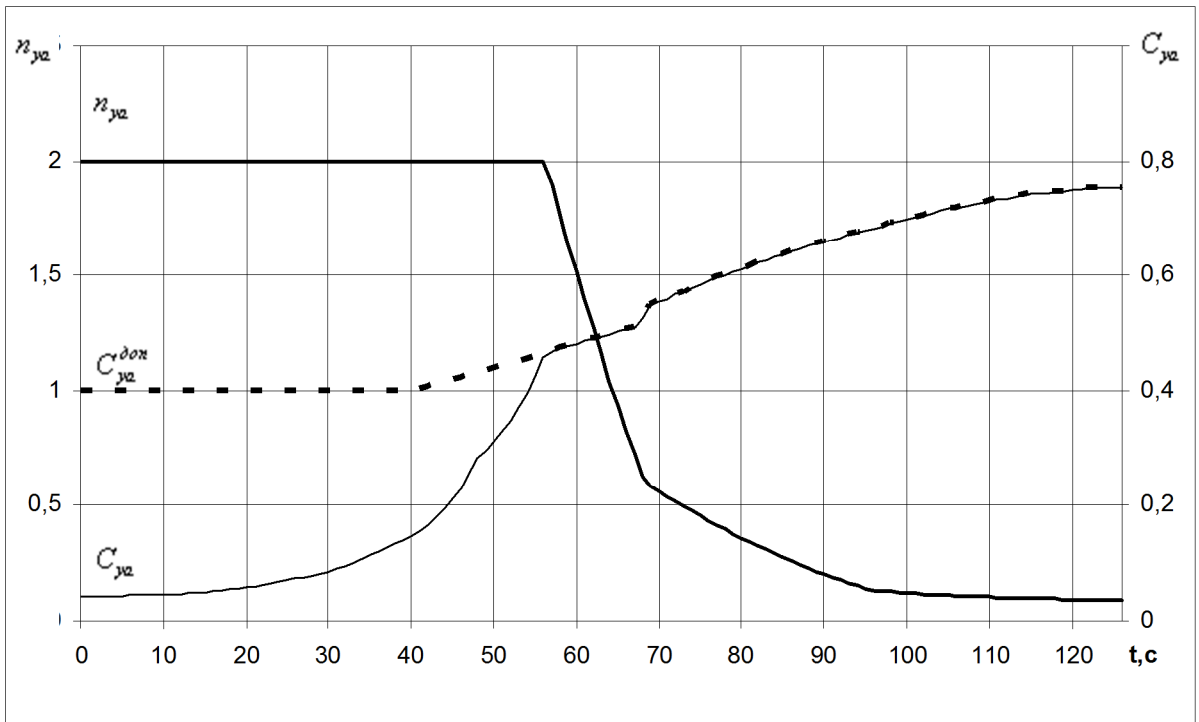


Рисунок 3.2 – Зависимости n_{ya} и C_{ya} от t при $n_{ya} = 2$

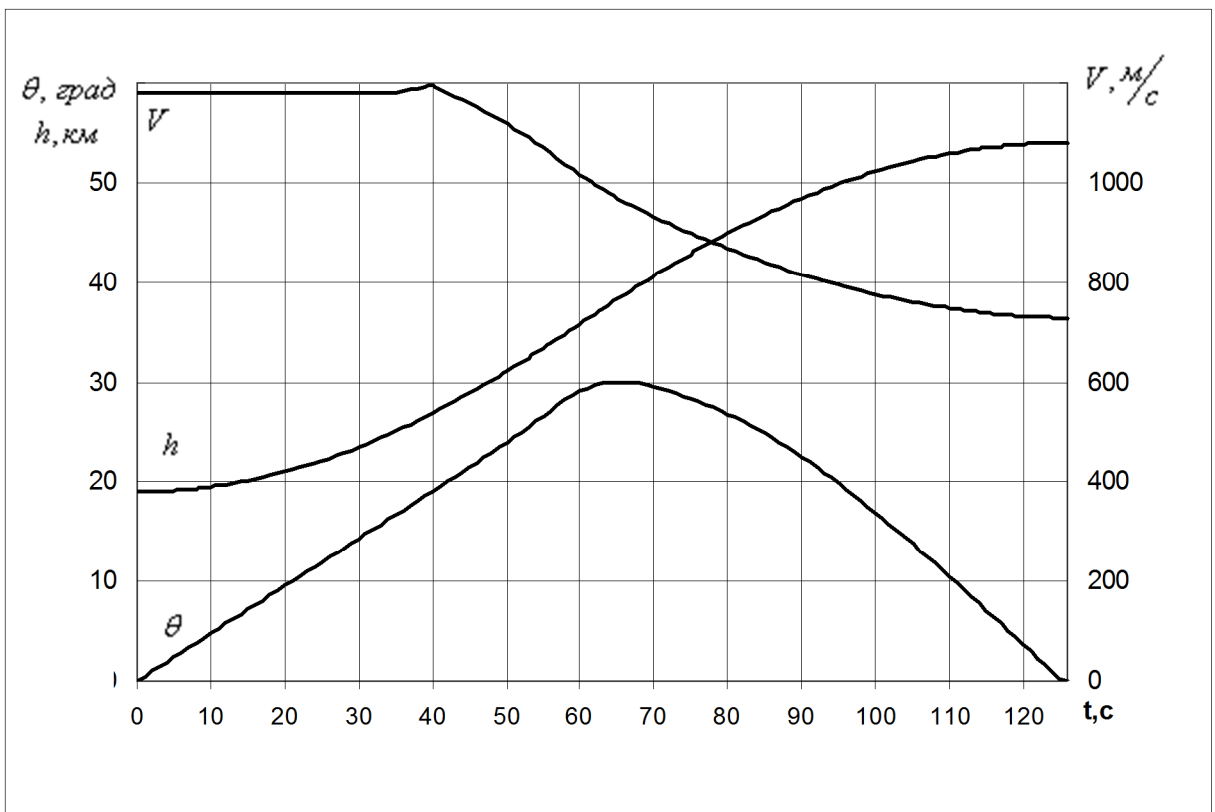


Рисунок 3.3 – Зависимости h , V θ от t при $n_{ya} = 2$

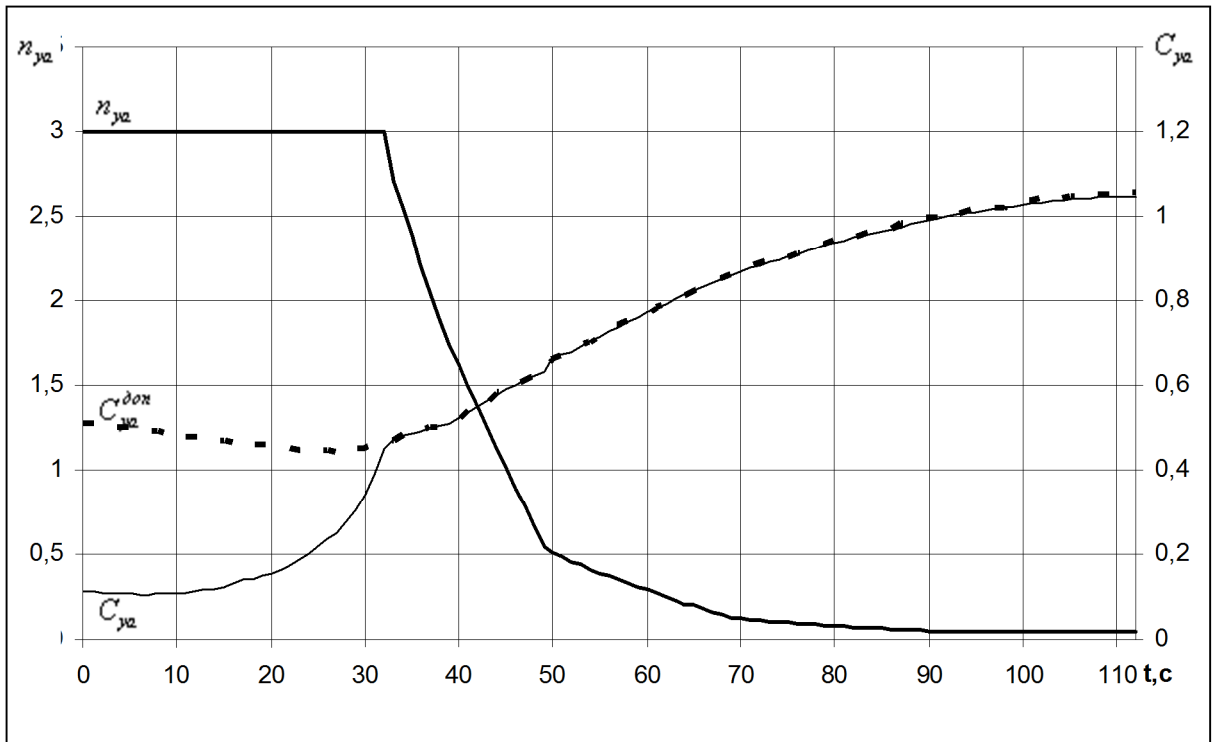


Рисунок 3.4 – Зависимости n_{ya} и C_{ya} от t при $n_{ya} = 3$

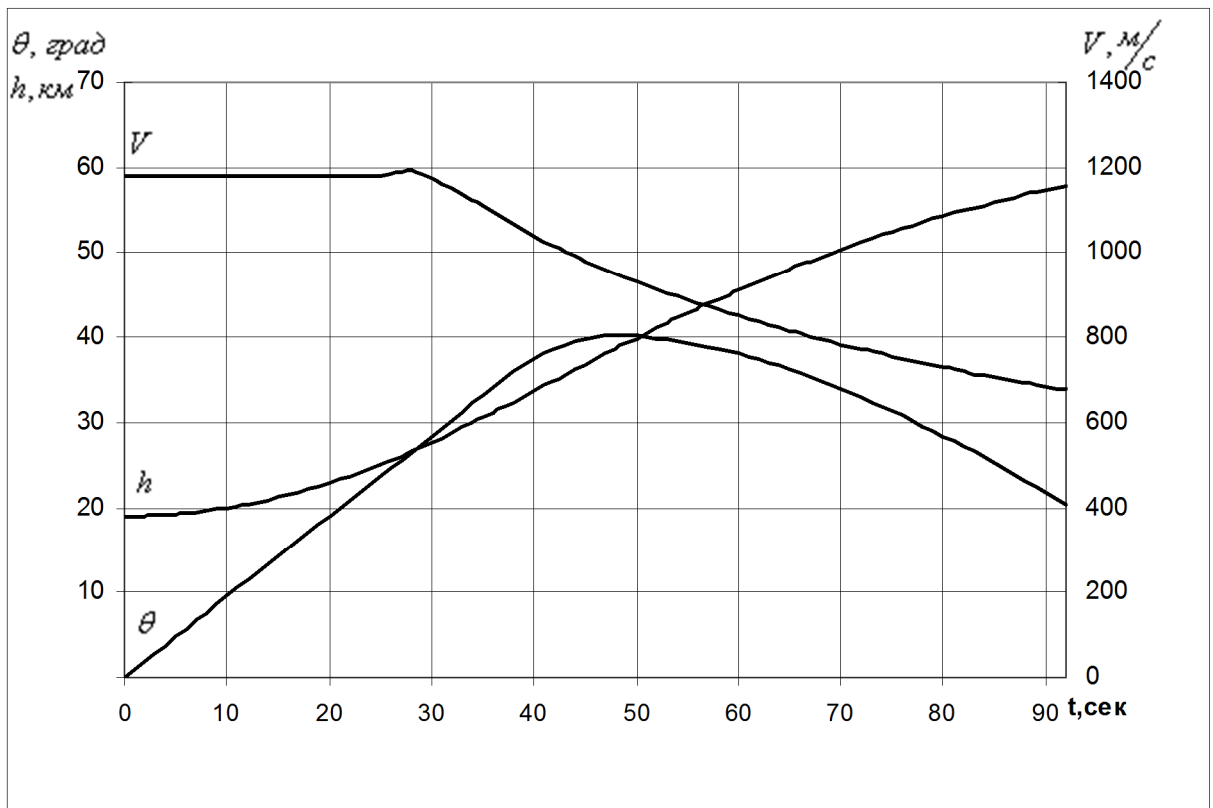


Рисунок 3.5 – Зависимости h , V , θ от t при $n_{ya} = 3$

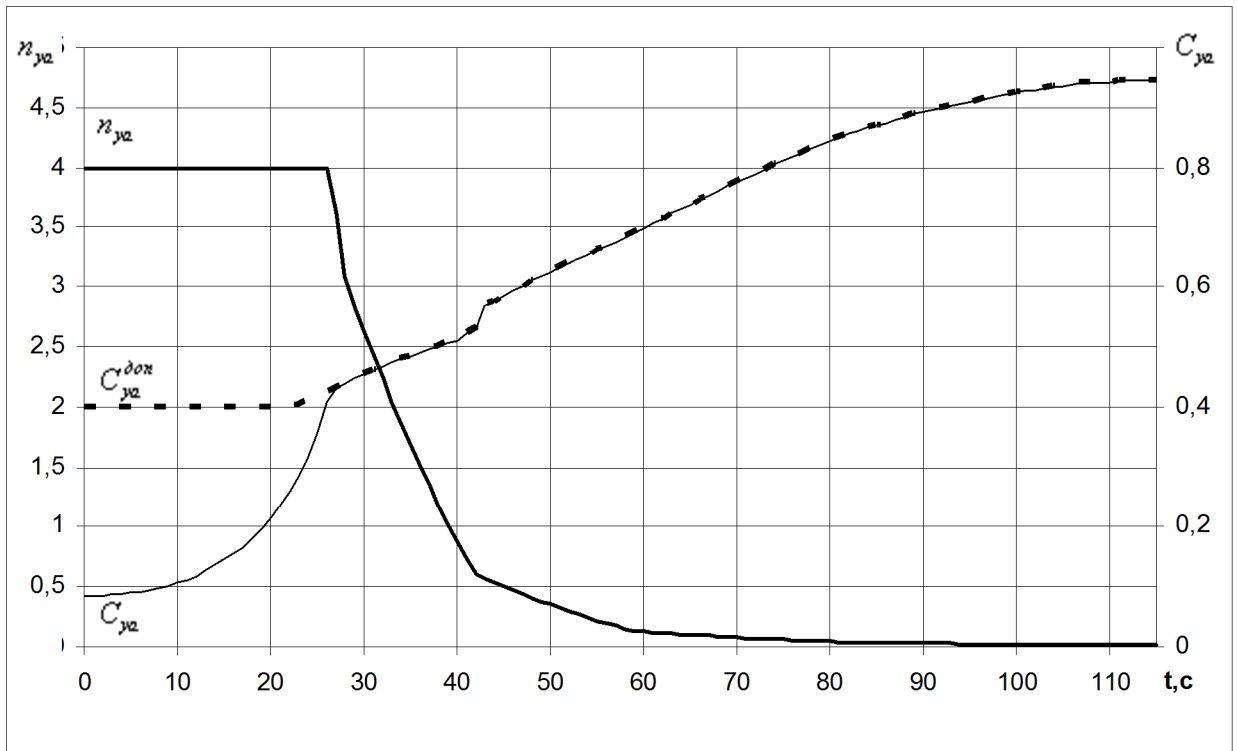


Рисунок 3.6 – Зависимости n_{ya} и C_{ya} от t при $n_{ya} = 4$

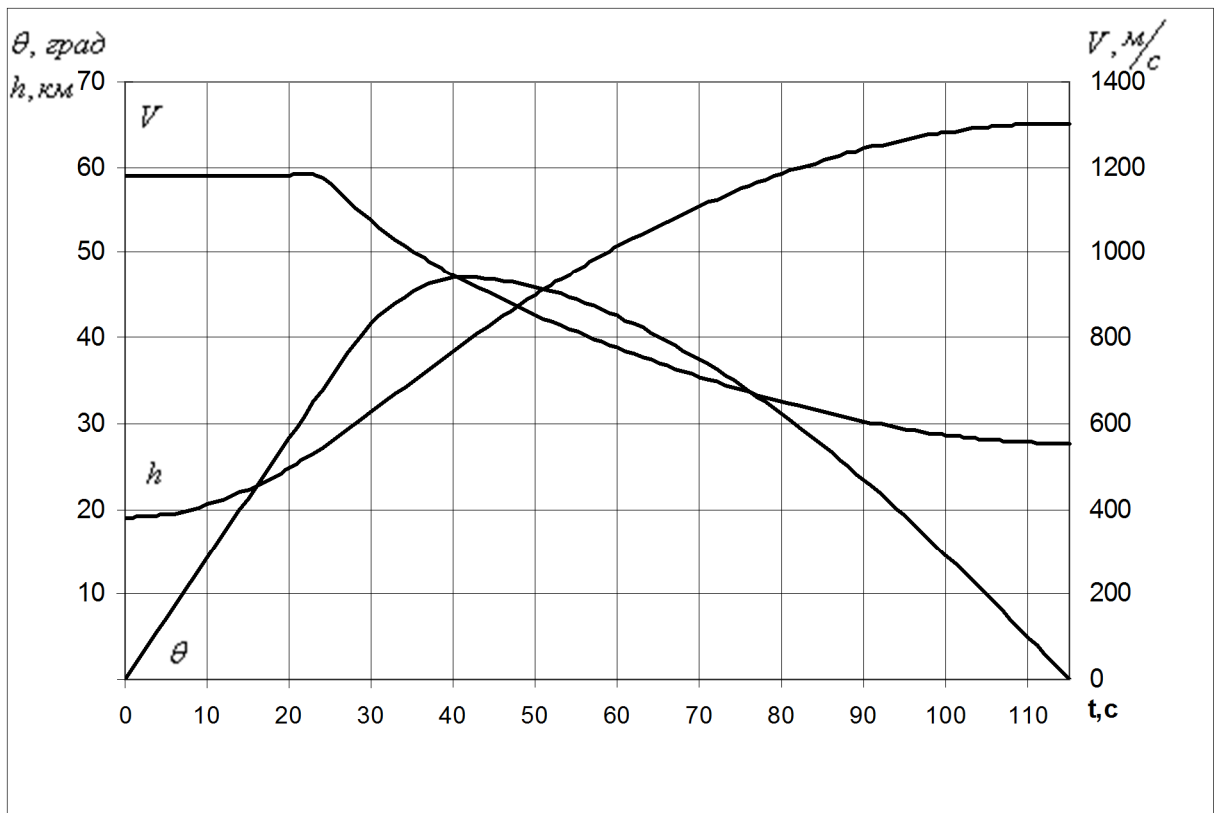


Рисунок 3.7 – Зависимости h , V θ от t при $n_{ya} = 4$

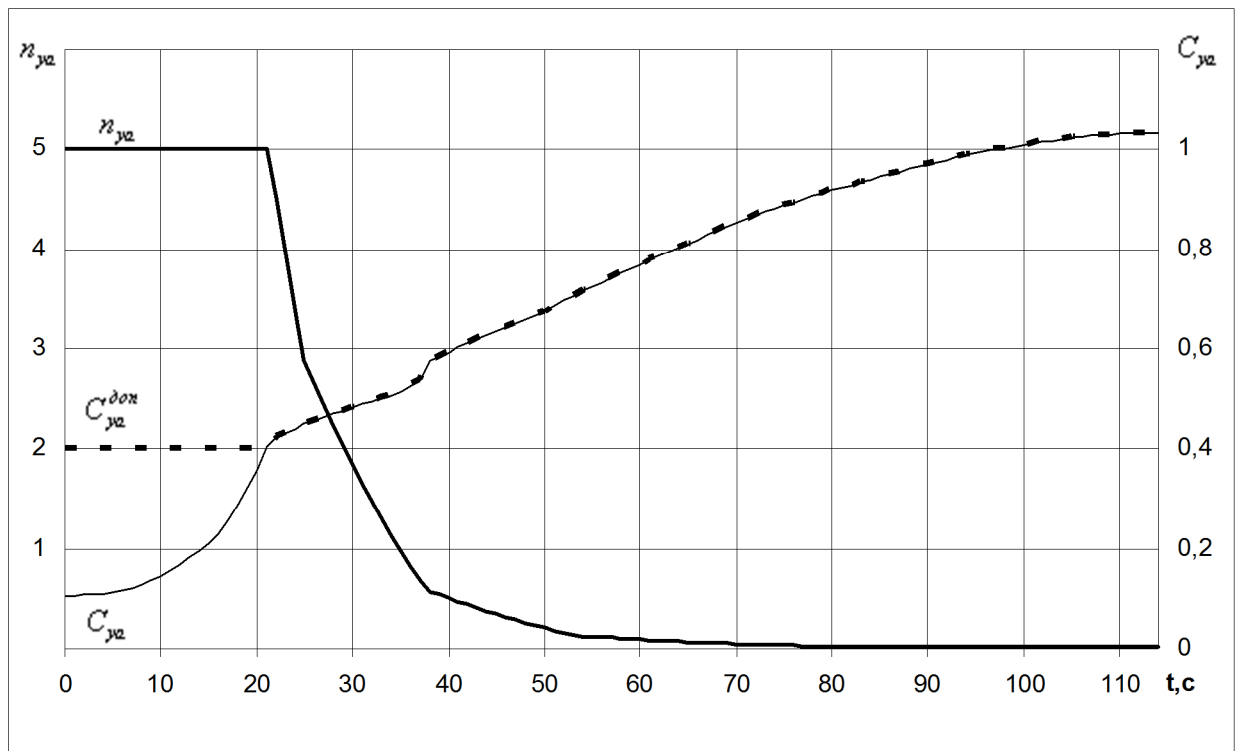


Рисунок 3.8 – Зависимости n_{ya} и C_{ya} от t при $n_{ya} = 5$

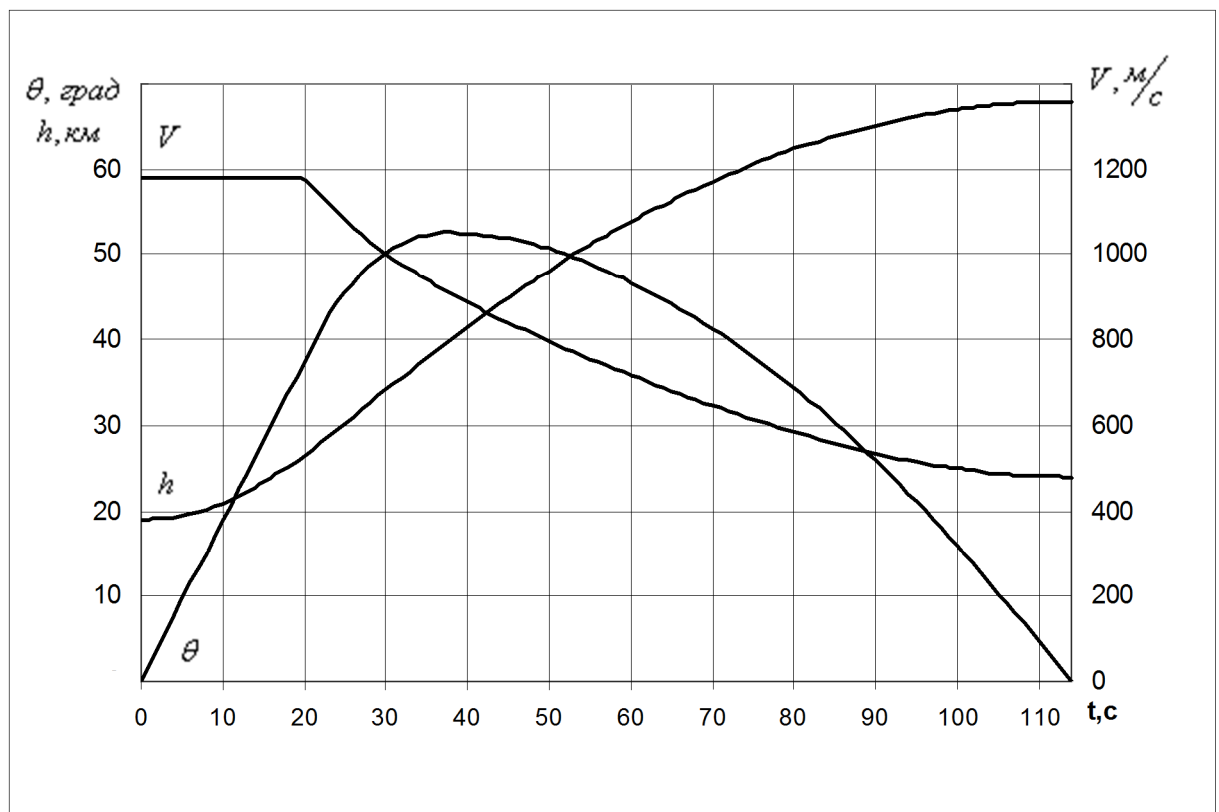


Рисунок 3.9 – Зависимости h , V θ от t при $n_{ya} = 5$

Моделирование манёвра «горка» для аппарата без использования системы МПСС показало большую эффективность применения этой системы, позволяющей существенно повысить высоту (на 20 км) и скорость (на 310 м/с) при запуске РН [34].

Лабораторная работа

ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ И ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ ГИПЕРЗВУКОВОГО САМОЛЁТА-РАЗГОНЩИКА

Цель работы – углублённое изучение вопросов курса динамики полёта, связанных с движением гиперзвуковых самолётов на этапе «разгона-набора высоты», развитие навыков решения сложных практических задач с использованием вычислительной техники.

Порядок выполнения работы

1. Ознакомление с физической и математической постановками задачи.
2. Выбор исходных данных согласно коду варианта задания.
3. Решение задачи на ЭВМ.
4. Анализ полученных результатов решения задачи и их физическая интерпретация.
5. Построение графиков зависимостей конечных высоты, скорости и угла наклона траектории от параметров программы управления углом атаки.
6. Подготовка отчёта по лабораторной работе.
7. Сдача зачёта по лабораторной работе.

Трудоёмкость лабораторной работы 4 часа; первые 2 часа отводятся на выполнение пунктов 1-5, вторые 2 часа – на выполнение пунктов 6-7.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ФОРМУЛИРОВКА ЗАДАЧИ

Рассматривается гипотетический гиперзвуковой летательный аппарат (ГЛА) горизонтального взлёта и посадки, выполненный по схеме «бесхвостка» с крылом двойной стреловидности, с комбинированной силовой установкой в виде пароводородного ракетно-турбинного двигателя [1].

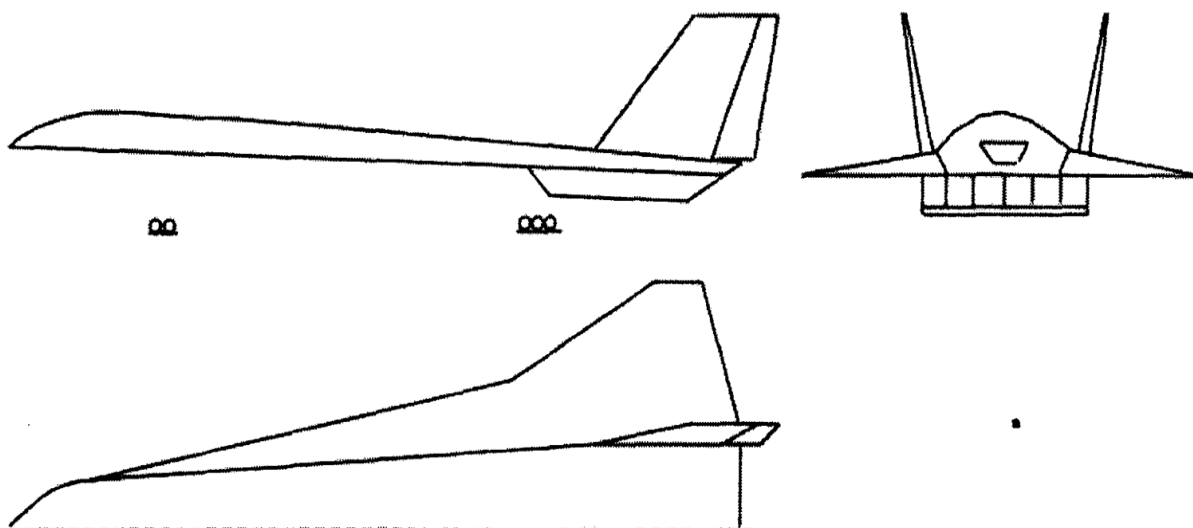


Рисунок 1.1 – Компонировочная схема ГЛА

Математическая модель движения ГЛА, включает следующие уравнения движения:

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{I_{уд}(h, M)\beta}{m} \cos \alpha - C_{xa}(\alpha, M) \frac{\rho(h)V^2}{2m} S - g \sin \theta, \\ \dot{\theta} = \frac{1}{V} \left(\frac{I_{уд}(h, M)\beta}{m} \sin \alpha + C_{ya}(\alpha, M) \frac{\rho(h)V^2}{2m} S - g \cos \theta \right) + \frac{V \cos \theta}{R+h}, \\ \dot{h} = V \sin \theta, \\ \dot{m} = -\beta. \end{cases} \quad (1)$$

где V – скорость; θ – угол наклона траектории; h – высота полёта; m – масса; α – угол атаки; β – расход топлива ($\beta = 76$ кг/с); $M = V/a(h)$ – число Маха; a – скорость звука; ρ – плотность атмосферы; S – характерная площадь ($S = 890$ м²); g – ускорение свободного падения; R – радиус Земли; $I_{уд}$ – удельный импульс – высотно-скоростная характеристика силовой установки; C_{xa} , C_{ya} – коэффициенты силы лобового сопротивления и подъёмной силы – аэродинамические характеристики (АХ).

Аэродинамические характеристики заданы следующими аппроксимирующими выражениями:

$$\begin{cases} C_{xa}(\alpha, M) = C_{xa0}(M) + C_{xa1}(M)\alpha + C_{xa2}(M)\alpha^2, \\ C_{ya}(\alpha, M) = C_{ya0}(M) + C_{ya1}(M)\alpha, \end{cases} \quad (2)$$

где $C_{xa0}(M), C_{xa1}(M), C_{xa2}(M), C_{ya0}(M), C_{ya1}(M)$ – коэффициенты полиномов кусочно-линейной аппроксимации АХ по числу Маха [2].

Высотно-скоростная характеристика силовой установки принята в соответствии с [2].

При невозмущённом движении ГЛА плотность атмосферы вычисляется по следующему закону:

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h}{H_1(h)}\right), \quad (3)$$

$$H_1(h) = H_{10} + H_{11}h + H_{12}h^2 + H_{13}h^3, \quad (4)$$

где $H_1(h)$ – шкала высот; $H_{10} = 10351,8$ м; $H_{11} = -3,68512 \cdot 10^{-2}$; $H_{12} = -1,02368 \cdot 10^{-5}$ м⁻¹; $H_{13} = 2,63363 \cdot 10^{-10}$ м⁻² [2].

Закон (3) аппроксимирует значения плотности стандартной атмосферы (ГОСТ 4401-81) для высот от 0 до 40 км [3].

Программа управления углом атаки ГЛА имеет следующий вид:

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_1, & t < t'; \\ \alpha_2, & t \geq t'; \end{cases} \quad (5)$$

где α_1, α_2, t' – параметры, подлежащие определению из условия выполнения заданных конечных условий движения по углу наклона траектории и высоте при достижении заданного числа Маха.

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ЗАДАЧИ

Варианты

№	M_0	h_0 , м	θ_0 , град.	m_0 , кг
1	4	11000	20	300000
2	5	11000	18	290000
3	6	11000	16	285000
4	4,5	11000	14	280000

Инструкция пользователя программы «Возмущённое и невозмущённое движение ГЛА»

Программное обеспечение представляет собой архив lab_GLA.zip, содержащий ярлык программы «Моделирование движения ГЛА», исполняемый файл GLA02.exe и три файла библиотек DLL (MFC42D.DLL, MFCO42D.DLL, MSVCRTD.DLL).

Запуск программы осуществляется двойным кликом по ярлыку программы, либо по исполняемому файлу. Общий вид программы показан на рисунке 1.

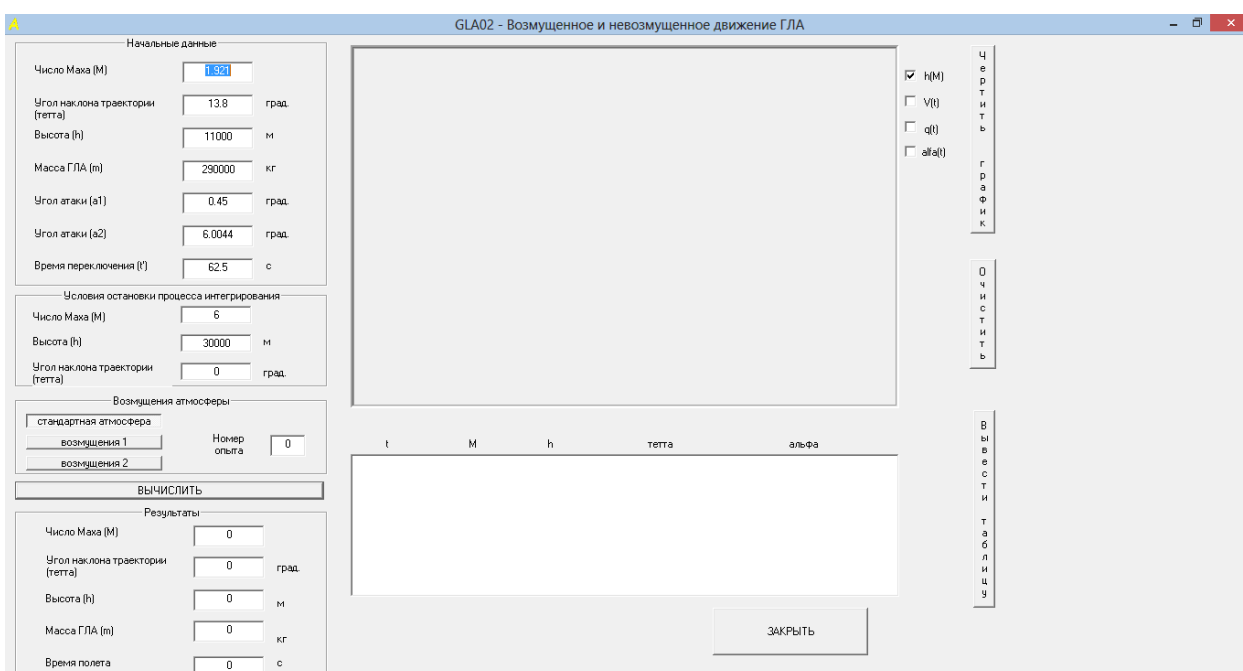


Рисунок 1 – Стартовое окно программы

Информация в окне программы сгруппирована по блокам «Начальные данные», «Условия остановки процесса интегрирования», «Возмущения атмосферы», «Результаты», «График», «Таблица».

В блок «Начальные данные» (рисунок 2) необходимо ввести начальные значения переменных: число Маха M , угол наклона траектории θ (в градусах), высота h (в метрах), масса ГЛА m (в килограммах); а также значения параметров программы управления углом атаки: начальный α_1 и конечный α_2 углы атаки (в градусах), время переключения t' (в секундах).

Начальные данные		
Число Маха (M)	<input type="text" value="1.921"/>	
Угол наклона траектории (тетта)	<input type="text" value="13.8"/>	град.
Высота (h)	<input type="text" value="11000"/>	м
Масса ГЛА (m)	<input type="text" value="290000"/>	кг
Угол атаки (a1)	<input type="text" value="0.70"/>	град.
Угол атаки (a2)	<input type="text" value="7.0"/>	град.
Время переключения (t')	<input type="text" value="77.1"/>	с

Рисунок 2 – Блок «Начальные данные»

В блоке «Условия остановки процесса интегрирования» (рисунок 3) пользователь имеет возможность изменить требуемые конечные значения числа Маха, высоты и угла наклона траектории.

Условия остановки процесса интегрирования		
Число Маха (M)	<input type="text" value="6"/>	
Высота (h)	<input type="text" value="30000"/>	м
Угол наклона траектории (тетта)	<input type="text" value="10"/>	град.

Рисунок 3 – Блок «Условия остановки процесса интегрирования»

В блоке «Возмущения атмосферы» (рисунок 4) пользователю необходимо выбрать режим моделирования движения ГЛА. По умолчанию включён режим «Стандартная атмосфера», в этом режиме проводится моделирование движения ГЛА в невозмущённой атмосфере, соответствующей ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная. Параметры».

Режимы «возмущения 1» и «возмущения 2» позволяют рассчитывать движение ГЛА в условиях действия двух моделей возмущений плотности атмосферы. В поле «Номер опыта» отображается номер моделируемого возмущения (по 20 для каждой модели).

Возмущения атмосферы

стандартная атмосфера

возмущения 1

возмущения 2

Номер опыта 0

ВЫЧИСЛИТЬ

Рисунок 4 – Блок «Возмущения атмосферы»

Для запуска процесса моделирования необходимо нажать кнопку «ВЫЧИСЛИТЬ». Конечные значения числа Маха, угла наклона траектории, массы ГЛА и время полёта на участке «разгона-набора высоты» появятся в соответствующих полях блока «Результаты» (рисунок 5).

Результаты

Число Маха (M)	5.99	
Угол наклона траектории (тетта)	3.16	град.
Высота (h)	30000	м
Масса ГЛА (m)	277528	кг
Время полета	164.1	с

Рисунок 5 – Блок «Результаты»

Траекторию движения ГЛА в координатах h и M , зависимости скорости, угла наклона траектории от времени, программу управления $\alpha(t)$ можно построить в блоке «График» (рисунок 6). Для этого необходимо проставить «галочки» напротив требуемой зависимости и нажать кнопку «Чертить график». При необходимости график можно стереть с помощью нажатия кнопки «Очистить».

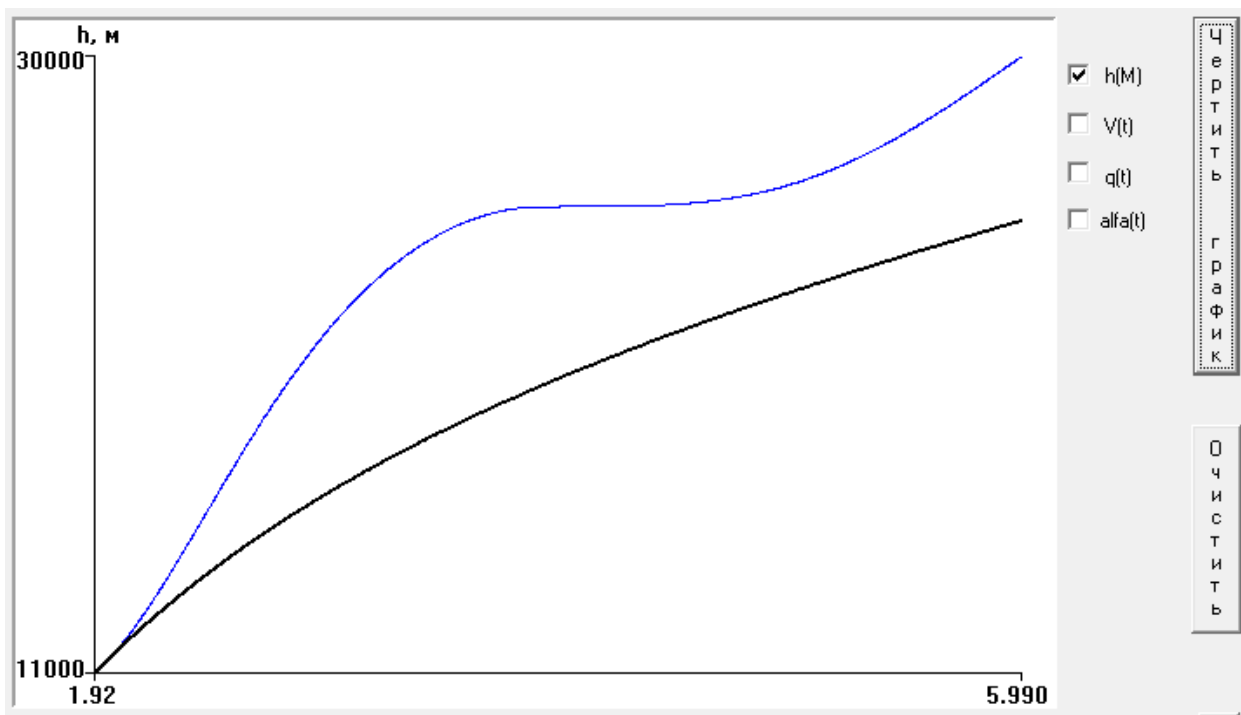


Рисунок 6 – Блок «График»

В программе предусмотрена возможность вывода значений переменных интегрирования на каждом шаге в форме таблицы (рисунок 7).

t	M	h	тепта	альфа
0.0 с	1.921	11000 м	13.800 град.	0.700 град
0.1 с	1.923	11014 м	13.863 град.	0.700 град
0.2 с	1.925	11028 м	13.925 град.	0.700 град
0.3 с	1.927	11041 м	13.988 град.	0.700 град
0.4 с	1.930	11055 м	14.051 град.	0.700 град

Рисунок 7 – Блок «Таблица»

Выход из программы осуществляется нажатием кнопки «ЗАКРЫТЬ».