

УДК 629.7.018.74

А.В. Бетин, д-р техн. наук,
И.В. Калужин, канд. техн. наук,
А.А. Дунаев

ФОРМИРОВАНИЕ ЦЕЛЕВОЙ ФУНКЦИИ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЕТА ГРАЖДАНСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В настоящее время беспилотные авиационные комплексы (БАК) широко и успешно применяют в военных целях и все активнее начинают использовать в гражданской сфере. БАК являются незаменимым средством для решения таких задач, для которых использование пилотируемой авиации нецелесообразно, а зачастую практически невозможно. Подавляющее большинство современных БАК (72%) построено на базе беспилотных самолетов (БС), сочетающих относительную простоту конструкции и небольшую стоимость с достаточно широким диапазоном высот и скоростей полета [1].

БАК представляет собой сложную техническую систему (СТС), в состав которой, в общем случае, помимо БС с соответствующей целевой нагрузкой, входят системы запуска и посадки, наземная станция управления, системы передачи и обработки информации, а также вспомогательное оборудование.

Непосредственное решение целевой задачи БАК, определяемой его назначением, осуществляется в исполнительной зоне такими компонентами БАК, как БС, целевая нагрузка на борту БС, наземная станция управления, системы передачи и обработки информации. Под исполнительной зоной следует понимать область воздушного пространства над заданным районом земной поверхности, в пределах которой осуществляется полет БС при выполнении целевой задачи [2, 3].

Важным компонентом БАК является система запуска БС. Хотя данная система не участвует непосредственно в решении целевой задачи БАК, тем не менее она обеспечивает выполнение этой задачи. Из этого следует, что идеология функционирования и эффективность работы системы запуска БС заметно сказывается на эффективности работы БАК в целом.

В наибольшей степени преимущества БАК над пилотируемой авиацией проявляются при наличии требования безаэродромного базирования, т.е. когда запуск и посадка БС должны осуществляться без использования специально оборудованной взлетно-посадочной площадки. В таком случае производится так называемый «точечный» старт БС с неподготовленной площадки с помощью специальной пусковой установки (ПУ). Использование ПУ для запуска БС позволяет расположить стартовую позицию в непосредственной близости от исполнительной зоны.

В соответствии с данными работы [1] в составе БАК гражданского назначения безаэродромного базирования используют, как правило, ПУ катапультного типа. Система запуска БС с использованием катапультной ПУ и будет являться объектом исследования.

Цель данной работы – формирование целевой функции для выбора оптимального варианта системы запуска БС гражданского назначения на стадии проектирования БАК.

Для ее осуществления рассмотрим, прежде всего, начальный этап полета БС от момента начала движения на ПУ до входа в исполнительную зону.

Области режимов полета БС в координатах высот (H) и скоростей (V) изображены на рис. 1.

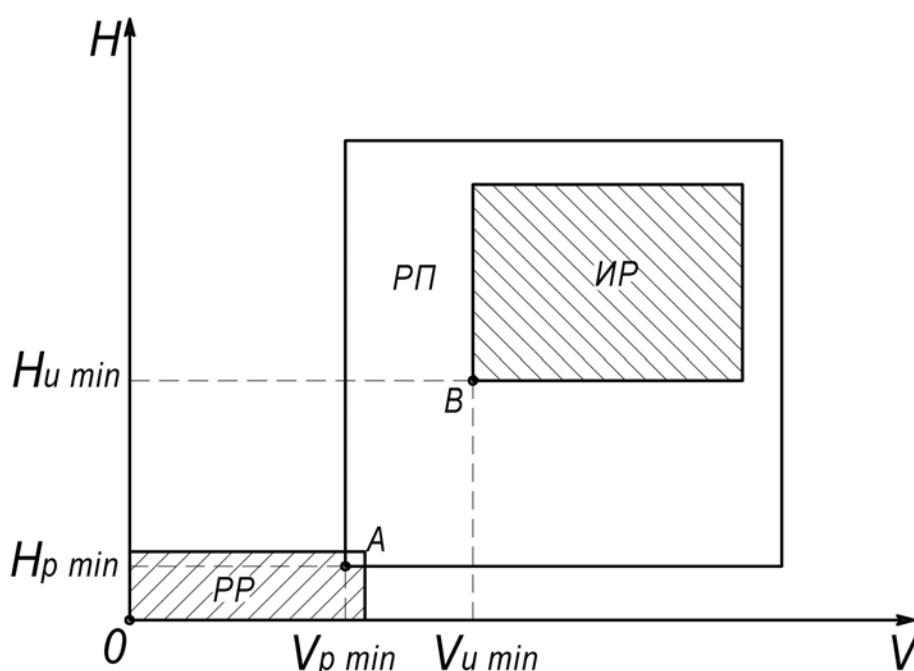


Рисунок 1 – Области режимов полета БС: $H_{p \min}$ – минимальная рабочая высота полета; $V_{p \min}$ – минимальная рабочая скорость полета;

$H_{u \min}$ – минимальная исполнительная высота полета;

$V_{u \min}$ – минимальная исполнительная скорость полета

На режиме разгона (PP) БС ускоряется на ПУ от состояния покоя до минимальной рабочей скорости полета, на которой возможен его самостоятельный управляемый полет, т.е. БС за счет энергозатрат ПУ переходит из состояния 0 с параметрами $V = 0$, $H = 0$ в состояние A с параметрами $V = V_{p \min}$, $H = H_{p \min}$ и входит в область рабочих режимов полета (РП).

В дальнейшем БС осуществляет самостоятельный доразгон и набор высоты для достижения области исполнительных режимов (ИП) по-

лета, т.е. уже за счет собственных энергозатрат переходит из состояния A с параметрами $V = V_{p \min}$, $H = H_{p \min}$ в состояние B с параметрами $V = V_{u \min}$, $H = H_{u \min}$. Разумеется, область ИР является частью области РП.

Таким образом, переход БС от исходного состояния покоя O в состояние B , соответствующее началу выполнения целевой задачи, происходит в два этапа. На первом этапе в области РР происходит принудительный разгон БС на ПУ (переход из состояния O в состояние A). На втором этапе в области РП происходит самостоятельный доразгон БС (переход из состояния A в состояние B). В результате БС входит в область ИР, где и начинается выполнение целевой задачи.

Следует отметить, что высотно-скоростной диапазон области ИР определяется целевым назначением БАК и не подлежит изменению в рамках данного исследования. В то же время диапазоны областей РР и РП могут варьироваться во взаимосвязи друг с другом. При этом взаимозависимое изменение диапазонов областей РР и РП будет соответствующим образом влиять на параметры БС и ПУ.

Для корректного определения влияния внешних условий на отдельные компоненты СТС следует рассмотреть ее иерархическую структуру [4].

На рис. 2 показано место БС и ПУ в иерархической схеме компонентов БАК в аспекте исследования системы запуска БС.

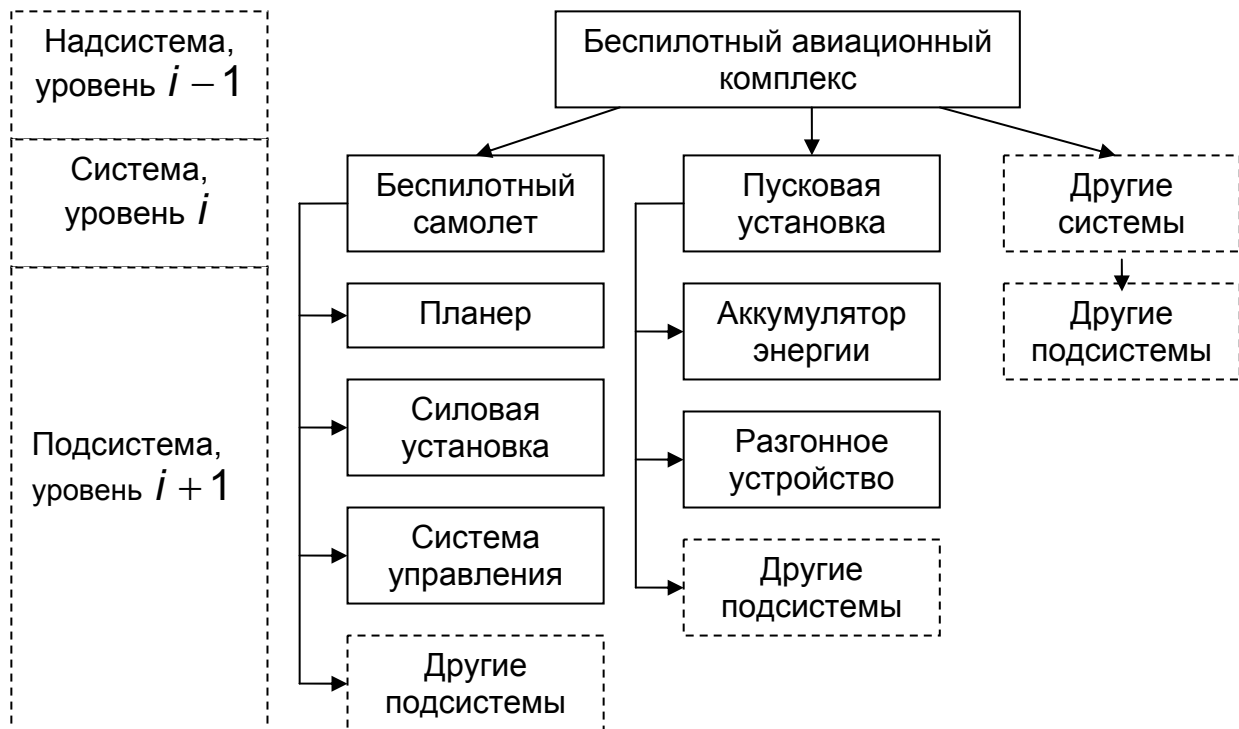


Рисунок 2 – Место БС и ПУ в иерархической схеме компонентов БАК

Если рассматривать уровень БС и ПУ в качестве базового уровня i , то БС и ПУ наряду с другими системами входят в надсистему вышестоящего уровня $i - 1$, которой является собственно БАК. В свою очередь, БС и ПУ имеют в своем составе подсистемы нижестоящего уровня $i + 1$.

Рассмотрим влияние изменения диапазонов областей полетных режимов БС на параметры исследуемых компонентов БАК.

Сокращение области РР за счет расширения области РП (т.е. уменьшения скорости $V_{p\ min}$) позволяет снизить потребную энергию ПУ ($E_{пу}$), ее массу и стоимость, что в то же время ведет к увеличению площади крыла БС, необходимости оснащения его дополнительной механизацией, усложнению системы управления, увеличению мощности силовой установки и дополнительному расходу топлива на доразгон БС. Все это в свою очередь увеличивает массу и стоимость планера, силовой установки и системы управления, что ведет к увеличению массы ($M_{БС}$) и стоимости БС в целом. Соответственно, противоположным образом на параметры рассматриваемых компонентов БАК влияет сокращение области РП за счет расширения области РР, т.е. увеличения скорости $V_{p\ min}$.

Кроме того, при одной и той же потребной энергии ПУ $E_{пу}$, а, следовательно, одинаковой массе аккумулятора энергии, существует зависимость между параметрами разгонного устройства и БС. Уменьшение длины разгонного устройства ($L_{пу}$) увеличивает стартовую перегрузку и нагрузку на конструкцию всех подсистем БС. Таким образом, уменьшение длины разгонного устройства ПУ ведет к снижению его массы и стоимости, однако увеличивает массу конструкции всех подсистем БС, массу и стоимость БС в целом. Соответственно, противоположным образом на параметры ПУ и БС влияет увеличение длины разгонного устройства.

Таким образом, существует однозначная связь между изменениями диапазонов областей полетных режимов и основными параметрами БС и ПУ с одной стороны, а также взаимосвязь между массой БС $M_{БС}$ и параметрами ПУ ($E_{пу}$ и $L_{пу}$) с другой.

Оптимизация параметров отдельной системы, входящей в состав СТС, должна осуществляться с учетом связей этой системы с другими компонентами СТС, а также во взаимосвязи с общей целевой эффективностью СТС [4].

Но поскольку система запуска БС является обеспечивающей, а не целевой системой БАК, т.е. не принимает непосредственного участия в решении целевой задачи, то в ходе ее проектирования или синтеза из готовых компонентов возникают определенные трудности увязки ее па-

раметров с целевой эффективностью БАК, определяемой его назначением [2, 3]. Поэтому имеет смысл осуществлять ее оптимизацию по критерию минимальной стоимости летного часа БС при фиксированной целевой эффективности БАК.

Так, стоимость летного часа БС из состава БАК можно определить по формуле

$$C_{лч} = \frac{C_{разр} + C_{изг} + C_{экс}}{KT_1}, \quad (1)$$

где $C_{разр}$ – стоимость разработки БАК; $C_{изг}$ – стоимость изготовления БАК; $C_{экс}$ – стоимость эксплуатации БАК; K – количество БС в составе БАК; T_1 – технический ресурс одного БС в летных часах.

Стоимость разработки БАК

$$C_{разр} = \frac{C_{НИР} + C_{ОКР}}{P}, \quad (2)$$

где $C_{НИР}$ – затраты на научно-исследовательские работы (НИР); $C_{ОКР}$ – затраты на опытно-конструкторские работы (ОКР); P – программа выпуска БАК.

Стоимость изготовления БАК

$$C_{изг} = C_{БС}K + C_{ПУ} + C_{ДК} + \frac{C_{подг.пр}}{P}, \quad (3)$$

где $C_{БС}$ – стоимость изготовления одного БС; $C_{ПУ}$ – стоимость изготовления ПУ; $C_{ДК}$ – стоимость изготовления (или закупки) других компонентов БАК; $C_{подг.пр}$ – стоимость подготовки производства БАК.

Стоимость эксплуатации БАК

$$C_{экс} = N_{п}(C_{подг.пол} + C_{вып.пол}), \quad (4)$$

где $C_{подг.пол}$ – затраты на подготовку полета; $C_{вып.пол}$ – затраты на выполнение полета; $N_{п}$ – полное количество полетов всех БС из состава БАК.

При этом

$$N_{п} = N_1K, \quad (5)$$

где N_1 – технический ресурс одного БС по количеству полетов.

Затраты на подготовку полета

$$C_{подг.пол} = C_{пп\ БС} + \frac{C_{пв\ ПУ} + C_{пв\ ДК}}{N_c}, \quad (6)$$

где $C_{пп\ БС}$ – затраты на подготовку полета одного БС; $C_{пв\ ПУ}$ – затраты на подготовку ПУ к рабочему выходу; $C_{пв\ ДК}$ – затраты на подготовку других компонентов БАК к рабочему выходу; N_c – среднее количество полетов БС в течение одного рабочего выхода БАК.

При этом

$$N_c = \frac{N_p}{N_e}, \quad (7)$$

где N_p – полное количество полетов всех БС из состава БАК; N_e – технический ресурс БАК по количеству рабочих выходов на применение.

Затраты на выполнение полета составляют

$$C_{вып.пол} = C_{гсм} + C_{орк} + C_{зап} + \frac{C_{вых}}{N_c}, \quad (8)$$

где $C_{гсм}$ – стоимость горюче-смазочных материалов, расходуемых на один полет БС; $C_{орк}$ – стоимость одноразовых компонентов, расходуемых на один полет БС; $C_{зап}$ – стоимость запуска БС с ПУ; $C_{вых}$ – стоимость рабочего выхода БАК.

Для решения частной задачи оптимизации системы запуска БС из общей стоимости летного часа БС из состава БАК следует выделить затраты, связанные непосредственно с БС и ПУ.

Составляющая стоимости летного часа БС из состава БАК, связанная непосредственно только с затратами на БС и ПУ и не учитывающая затраты на другие компоненты БАК, может быть представлена как

$$\Delta C_{лч} = \frac{\Delta C_{разр} + \Delta C_{изг} + \Delta C_{экс}}{KT_1}, \quad (9)$$

где $\Delta C_{разр}$ – стоимость разработки БС и ПУ; $\Delta C_{изг}$ – стоимость изготовления БС и ПУ; $\Delta C_{экс}$ – стоимость эксплуатации БС и ПУ.

Соответственно, стоимость разработки БС и ПУ

$$\Delta C_{разр} = \frac{C_{НИР}^{БС} + C_{ОКР}^{БС}}{P} + \frac{C_{НИР}^{ПУ} + C_{ОКР}^{ПУ}}{P}, \quad (10)$$

где $C_{НИР}^{БС}$ – затраты на НИР по БС; $C_{ОКР}^{БС}$ – затраты на ОКР по БС; $C_{НИР}^{ПУ}$ – затраты на НИР по ПУ; $C_{ОКР}^{ПУ}$ – затраты на ОКР по ПУ.

Стоимость изготовления БС и ПУ

$$\Delta C_{изг} = C_{БС}K + C_{ПУ}, \quad (11)$$

где $C_{БС}$ – стоимость изготовления одного БС; $C_{ПУ}$ – стоимость изготовления ПУ.

Стоимость эксплуатации БС и ПУ

$$\Delta C_{экс} = \frac{\Delta C_{подг.пол} + \Delta C_{вып.пол}}{N_{п}}, \quad (12)$$

где $\Delta C_{подг.пол}$ – затраты на подготовку полета, связанные только с БС и ПУ; $\Delta C_{вып.пол}$ – затраты на выполнение полета, связанные только с БС и ПУ; $N_{п}$ – полное количество полетов всех БС из состава БАК.

Затраты на подготовку полета, связанные с БС и ПУ, в соответствии с (6)

$$\Delta C_{подг.пол} = C_{пп}^{БС} + \frac{C_{пв}^{ПУ}}{N_c}, \quad (13)$$

а затраты на выполнение полета, связанные с БС и ПУ, в соответствии с (8)

$$\Delta C_{вып.пол} = C_{гсм} + C_{орк} + C_{зап}. \quad (14)$$

При этом приведенные выше стоимости $C_{НИР}^{БС}$, $C_{ОКР}^{БС}$, $C_{БС}$, $C_{пп}^{БС}$, $C_{гсм}$ являются функциями массы БС $M_{БС}$, а стоимости $C_{НИР}^{ПУ}$, $C_{ОКР}^{ПУ}$, $C_{ПУ}$, $C_{пв}^{ПУ}$, $C_{орк}$, $C_{зап}$ – функциями потребной энергии ПУ $E_{ПУ}$ и длины разгонного устройства ПУ $L_{ПУ}$. Соответствующие зависимости могут быть получены разработчиками на основе обработки статистических данных.

Следовательно, результирующая стоимость летного часа $\Delta C_{лч}$, являясь функцией $M_{БС}$, $E_{ПУ}$ и $L_{ПУ}$, позволяет связать основные параметры БС и ПУ.

Эту стоимость и следует рассматривать в качестве целевой функции для оптимизации системы запуска БС, а в качестве критерия оптимизации следует рассматривать минимум данной целевой функции

$$\Delta C_{лч} = f(M_{БС}, E_{ПУ}, L_{ПУ}) \rightarrow \min. \quad (15)$$

Таким образом, учитывая то, что система запуска БС является обеспечивающей, а не целевой системой БАК и поэтому чрезвычайно сложно увязать ее параметры непосредственно с целевой эффективностью БАК, определяемой его назначением, использование рассмотренной целевой функции дает возможность осуществить оптимизацию параметров этой системы еще на этапе проектирования БАК и его компонентов.

Выводы

1. Оптимизацию системы запуска БС необходимо осуществлять с учетом взаимосвязи ее характеристик с характеристиками других компонентов БАК – системы вышестоящего уровня, в состав которой входит система запуска.

2. Поскольку система запуска БС является обеспечивающей, а не целевой системой БАК, ее оптимизацию допустимо осуществлять по критерию минимальной стоимости летного часа БС при фиксированной целевой эффективности БАК.

3. Выбранная целевая функция для оптимизации системы запуска БС должна позволять учитывать взаимосвязь основных параметров БС и ПУ из состава БАК.

Список использованных источников

1. UAS Yearbook 2009-2010 – Unmanned Aircraft Systems: The Global Perspective – 7th Edition, June 2009, Blyenburgh & Co, 224 p.

2. Ростопчин, В.В. Элементарные основы оценки эффективности применения беспилотных авиационных систем для воздушной разведки [Электронный ресурс]/ В.В. Ростопчин. – Режим доступа: http://uav.ru/articles/basic_uav_efficiency.pdf. 29.04.2011.

3. Лукашева, Э.П. Элементарные соображения по беспилотной воздушной разведке и наблюдению поля боя, а также по оптимизации беспилотных систем [Электронный ресурс]/ Э.П. Лукашева, А.А. Силкин, Н.В. Чистяков. – Режим доступа: <http://uav.ru/articles/elementary.pdf>. 29.04.2011.

4. Основы синтеза систем летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие для студентов вузов / под ред. А.А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.

Поступила в редакцию 31.05.2011

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.И. Рыженко,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков*