

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 533.6.04, 533.69.04

**И.Д. ЗВЕРКОВ,
А.В. КРЮКОВ,
Р.И. СЕМУХИН,
А.А. МЕШКОВ**

(Институт теоретической
и прикладной механики
им. С.А. Христиановича
СО РАН, Новосибирск;
НГТУ, Новосибирск),

В.П. ЧЕХОВ

(Институт теоретической
и прикладной механики
им. С.А. Христиановича
СО РАН, Новосибирск)
zverkov@itam.nsc.ru

Применение крыла изменяемого размаха для стратосферного самолета

Представлена разработка крыла стратосферного беспилотного летательного аппарата, ориентированного на длительное барражирование в заданной зоне на высотах 15–20 км. Установлено, что аэродинамические и конструктивные особенности крыла изменяемого размаха, с одной стороны, обеспечивают высокую энергетическую эффективность полета на указанных высотах, а с другой, позволяют безопасно проходить нижние слои атмосферы при подъеме в область барражирования и снижении к базовому аэродрому, где характерна повышенная турбулентность, потенциально опасная для летательных аппаратов традиционных схем.

Стратосферный беспилотный летательный аппарат, полет в неспокойном воздухе, малые числа Рейнольдса, крыло изменяемого размаха

В научной литературе отмечается повышенный интерес к стратосферным беспилотным летательным аппаратам длительного срока функционирования со стороны технологически развитых государств с развитой авиастроительной промышленностью, включая США, страны Европейского союза и Российскую Федерацию [1]. Указанный интерес обусловлен потенциалом использования подобных аппаратов в качестве ретрансляторов связи, функционирующих независимо от космической спутниковой группировки. Кроме того, в число приоритетных задач входит осуществление оперативного мониторинга земной поверхности, а также анализ состава атмосферы в исследовательских и прогностических целях. Перспективность данного направления подтверждается также разработкой аналогичных аппаратов, предназначенных для эксплуатации в условиях атмосферы Марса [2].

Вместе с тем, несмотря на высокий уровень интереса к эксплуатации малоскоростных стратосферных летательных аппаратов, развитие данного направления сопряжено с рядом сдерживающих факторов. Концептуальной основой полета таких аппаратов является применение электрической силовой установки, энергообеспечение которой осуществляется за счет аккумуляторных батарей и солнечных батарей, интегрированных в конструкцию крыла.

Экономия энергии в крейсерском полете на большой высоте достигается с помощью крыла с большим удлинением ($\lambda > 20$) и малой удельной нагрузкой (5–20 кг/м²). Разработка конструкции, характеризующейся устойчивостью к воздействию атмосферной турбулентности на этапах взлета, посадки и в нижних слоях атмосферы, представляет собой сложную инженерную задачу. Показательным примером является потеря аппарата NASA Helios в 2003 г. именно по данной причине. В 2018 г. потерпел катастрофу российский аппарат «Сова», имеющий размах крыла 28 м. Аппарат Airbus Zephyr, находившийся на грани установления мирового рекорда продолжительности полета, потерпел аварию 19 августа 2022 г. Такое опасное метеорологическое явление, как микровзрыв, создает критическую угрозу на этапах взлета и посадки даже для высокоскоростных воздушных судов [3]. Для указанных стратосферных беспилотных летательных аппаратов попадание в подобные условия с высокой вероятностью влечет за собой катастрофу.

Существуют работы, в которых рассматривается методика проектирования самолетов с энергетической установкой на солнечной энергии и аккумуляторах, как в Российской Федерации [4], так и за рубежом [5]. В целом результаты указанных исследований свидетельствуют о формировании сходного облика летательного аппарата рассматриваемого класса.

В рамках настоящего исследования предлагается принципиально иной алгоритм функционирования стратосферного самолета, отличающийся от существующих подходов. Согласно предлагаемой концепции, взлет и набор высоты осуществляются в конфигурации со сложным крылом. В процессе набора высоты предусмотрено поэтапное раздвижение крыла, в результате которого площадь и размах увеличиваются не менее чем в 2,5–3 раза. Указанное увеличение геометрических параметров позволяет

снизить скорость полета в 2,5–3 раза, сохраняя при этом диапазон коэффициентов подъемной силы C_{ya} , соответствующий максимальному аэродинамическому качеству. Вследствие этого мощность, необходимая для горизонтального полета на высоте 15 км, может быть уменьшена в 6,5–9 раз по сравнению с конфигурацией, используемой на этапах взлета и набора высоты. Предлагаемая концепция на настоящий момент не имеет мировых аналогов ни в плане практической реализации, ни в уровне проработки.

Целью настоящей работы является сопоставление летно-технических характеристик крейсерского режима и этапа набора высоты для двух типов стратосферных беспилотных летательных аппаратов – самолета с неподвижным крылом, спроектированного в соответствии с методикой [4], и самолета с раздвижным крылом, обеспечивающим трехкратное изменение размаха. В рамках исследования предполагается оценить способность указанных аппаратов противостоять воздействию метеорологического ветра и атмосферной турбулентности.

Проведенный предварительный анализ технической реализуемости конструкции раздвижного крыла, выполненный на основе патента [6], показал, что максимальное целесообразное увеличение размаха составляет трехкратную величину. Данная конструктивная схема реализуется посредством двухлонжеронного крыла, включающего жесткую центральную секцию и три выдвижные секции вариоформного крыла с мягкой обшивкой.

Эскиз самолета показан на рис. 1. Здесь: 1 – жесткая неподвижная часть крыла; 2 – первая выдвижная секция вариоформной части крыла; 3 – вторая выдвижная секция вариоформной части крыла; 4 – третья выдвижная секция вариоформной части крыла; 5 – фюзеляж; 6 – киль; 7 – горизонтальное оперение; 8 – воздушный винт.

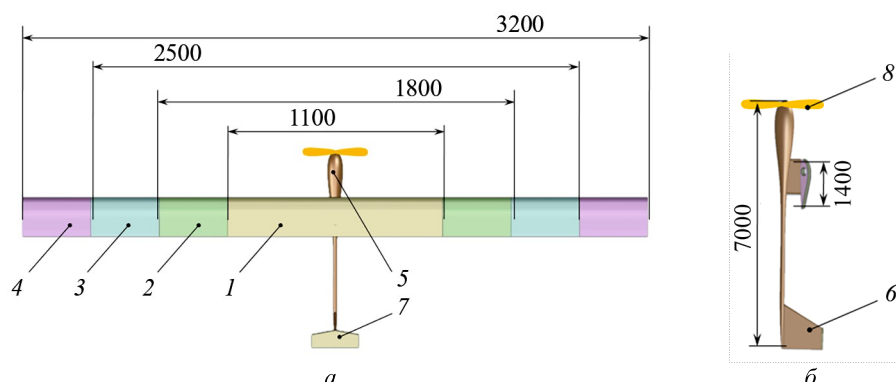


Рис. 1. Габаритный и компоновочный эскиз самолета с раздвижным крылом: а – вид сверху; б – вид сбоку

Самолет классической компоновки «верхнеплан». Воздушный винт расположен в передней части фюзеляжа, киль и горизонтальное оперение – в задней части фюзеляжа. Взлет осуществляется с ложементов на крыше автомобиля, посадка – на выдвигающуюся из фюзеляжа лыжу. Конструкцией воздушного винта предусмотрена возможность его складывания с размещением вдоль продольной оси фюзеляжа.

Приведем основные предполагаемые характеристики самолета: масса полезной нагрузки – 25 кг; взлетная масса летательного аппарата – 270 кг; крейсерская скорость на высоте 18 км более 30 м/с; высота барражирования – 18–20 км; размах крыла на высоте 18 км – 32 м; размах крыла на высоте 0,1 км – 11 м; хорда крыла – 1,4 м; площадь крыла на высоте 18 км – 44,8 м²; площадь крыла на высоте 0,1 км – 15,4 м²; удлинение крыла на высоте 18 км – 23; удлинение крыла на высоте 0,1 км – 7,9; крейсерское аэродинамическое качество на высоте 18 км – 38; крейсерское аэродинамическое качество на высоте 0,1 км – 11; удельная нагрузка на крыло на высоте 18 км – 55,8 Н/м; удельная нагрузка на крыло на высоте 0,1 км – 227 Н/м; максимальная мощность двигателя – 15000 Вт.

При выборе профиля крыла стратосферного самолета-прототипа [4] использовалось общее уравнение энергетического баланса, в котором максимальное значение коэффициента подъемной силы играет существенную роль. В связи с этим для крыла прототипа был применен профиль Selig 1223 [7].

В настоящей работе постановка задачи отличается в силу конструктивной необходимости обеспечения возможности раздвижения крыла. Требуется профиль с внутренним объемом, достаточным для размещения двух лонжеронов одинакового сечения с одной стороны (рис. 2), а также характеризующийся минимальной потерей аэродинамических качеств при снижении числа Рейнольдса (рис. 3).

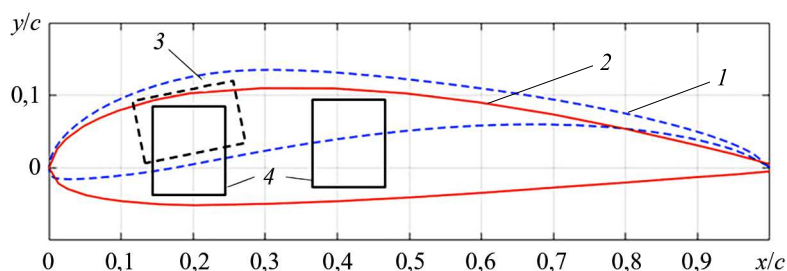


Рис. 2. Сравнение профилей крыла стратосферного самолета прототипа и с самолета раздвижным крылом: 1 – профиль крыла прототипа Selig 1223; 2 – профиль раздвижного крыла CLARK M; 3 – предполагаемый профиль лонжеронов для крыла прототипа; 4 – предполагаемый профиль лонжеронов для разрабатываемого раздвижного крыла

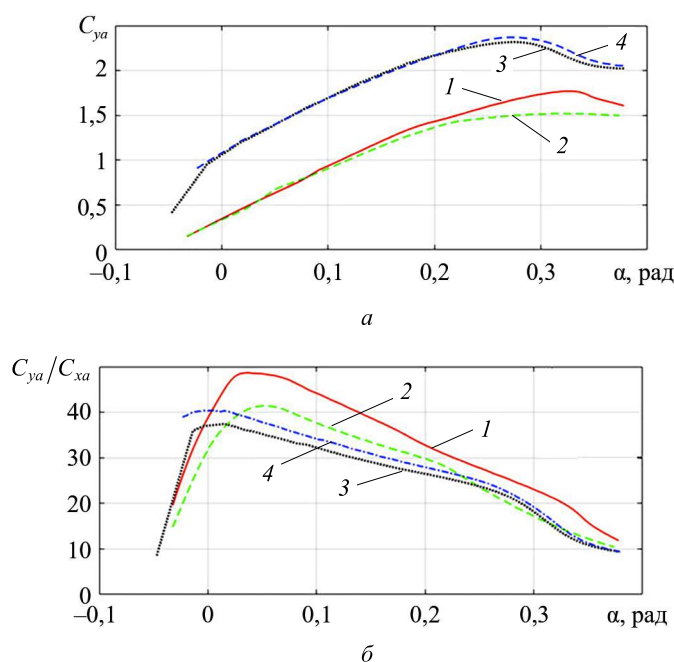


Рис. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы C_{ya} крыла от угла атаки α (а) и зависимость аэродинамического качества C_{ya}/C_{xa} от угла атаки α (б): 1 – раздвижное крыло ($\lambda = 23$; высота полета – 0,1 км); 2 – раздвижное крыло ($\lambda = 23$; высота полета – 18 км); 3 – крыло прототипа ($\lambda = 29$; высота полета – 18 км); 4 – крыло прототипа ($\lambda = 29$; высота полета – 0,1 км)

В концепции стратосферного летательного аппарата с раздвижным крылом достижение предельно высоких значений коэффициента подъемной силы C_{ya} не является критически значимым. Отказ от его максимизации позволил, во-первых, обеспечить необходимые внутренние объемы профиля для размещения двух лонжеронов, при этом относительная высота профиля увеличена в 1,5 раза по сравнению с прототипом. Это, в свою очередь, потенциально обеспечивает снижение массы поясов лонжерона как минимум вдвое. С другой стороны, несмотря на уменьшение удлинения крыла с $\lambda = 29$ до $\lambda = 23$, аэродинамическое качество крыла на высоте 18 км превышает аналогичный показатель прототипа примерно на 10 %.

Поскольку все построенные прототипы стратосферных беспилотных летательных аппаратов были разрушены вследствие воздействия атмосферной турбулентности, на первом этапе настоящего исследования анализируются преимущества применения крыла изменяемого размаха с точки зрения допустимых перегрузок при полете в турбулентной атмосфере.

В нормах летной годности приводится отдельная рекомендация для расчета перегрузки в турбулентной атмосфере, основанная на величинах максимальных вертикальных порывов для разных высот и профиля скорости вертикального порыва [8, с. 32],

Для высоты до 6100 м амплитуда вертикального порыва принимается $U_{de} = 15,2$ м/с, для высоты выше 6100 – $U_{de} = 7,6$ м/с.

Профиль порыва представлен формулой

$$U = \frac{U_{de}}{2} \left(1 - \frac{\cos(2\pi s)}{25b} \right), \quad (1)$$

где U – текущая скорость вертикального порыва; U_{de} – максимальная скорость вертикального порыва; b – хорда крыла, м; s – путь, пройденный самолетом в зоне порыва, м.

Для малоскоростного самолета с низкой удельной нагрузкой на крыло наиболее опасен вход в вертикальный порыв, сопровождающийся резким изменением угла атаки. Зная скорость крейсерского полета, скорость вертикального порыва и производную подъемной силы по углу атаки, можно оценить величину изменения угла атаки и величину перегрузки:

$$d\alpha = \arcsin\left(\frac{V}{U_{de}}\right); \quad (2)$$

$$n = 1 + \left(\frac{C'_{ya}(\alpha) da}{C_{yac}} \right), \quad (3)$$

где V – крейсерская скорость самолета на заданной высоте, м/с; da – изменение угла атаки, рад; $C'_{ya}(\alpha)$ – производная коэффициента подъемной силы, 1/рад; C_{yac} – коэффициент подъемной силы на крейсерском режиме полета, $C_{yac} = 1$.

Зависимость коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α стратосферного самолета-прототипа и предлагаемого самолета с раздвижным крылом на разных высотах H представлена на рис. 4.

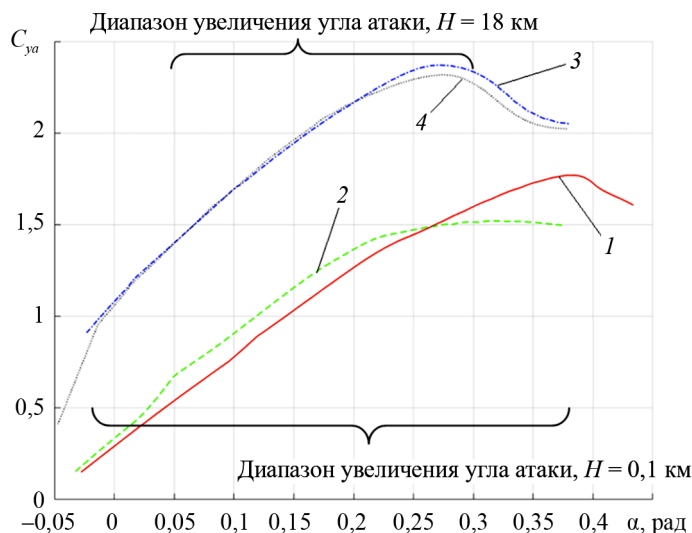


Рис. 4. Сопоставление зависимостей коэффициента подъемной силы от α с диапазонами возможных изменений угла атаки от вертикального порыва ветра. Конфигурации крыла: 1 – раздвижное крыло (размах – 11 м; высота полета – 0,1 км); 2 – раздвижное крыло (размах – 32 м; высота полета – 18 км); 3 – крыло прототипа (высота – 0,1 км); 4 – крыло прототипа (высота – 18 км)

Производная $C'_{ya}(\alpha)$ рассчитывалась методом наименьших квадратов полиномом первой степени в диапазоне углов атаки 0,05...0,15 рад.

Условие полета	Высота полета, км	Число Рейнольдса	Удлинение крыла	Производная коэффициента подъемной силы	Крейсерская скорость, м/с	Вертикальный порыв, м/с	Изменение угла атаки, рад	Перегрузка
Крыло-прототип ($\lambda = 29$, профиль Selig 1223)	0,1	610000	29	5,84	5,0	7,6	0,89	5,2
	18	310000	29	5,39	16	3,8	0,23	2,24
Раздвижное крыло (профиль CLARK M)	0,1	1630000	7,6	4,90	16,8	7,6	0,42	3
	18	340000	22,9	5,51	30	3,8	0,12	1,6

На основании сопоставления графиков (см. рис. 3, 4) с диапазонами возможных изменений угла атаки от вертикального порыва ветра (см. рис. 4) и результатов, приведенных в табл. 1, выявлена главная причина разрушения большинства ранее созданных прототипов стратосферных самолетов с солнечными батареями. В нижних слоях атмосферы подобные аппараты характеризуются низкой скоростью полета, сопоставимой со скоростью вертикальных порывов, вследствие чего на конструкцию воздействуют значительные перегрузки. Вторым негативным фактором выступает переход обтекания крыла в срывные режимы, выход из которых также сопровождается высокими перегрузками.

Предлагаемая концепция раздвижного крыла позволяет минимизировать влияние указанных факторов. Во-первых, за счет уменьшения площади крыла на малых высотах увеличивается крейсерская скорость полета; во-вторых, вследствие уменьшения удлинения крыла на 16 % снижается производная коэффициента подъемной силы по углу атаки $C'_{ya}(\alpha)$. Это обеспечивает уменьшение приращения угла атаки практически в два раза и позволяет снизить максимальную перегрузку на 50 % от максимально возможной величины, возвращая ее значения к показателям, рекомендуемым для летательных аппаратов данного класса.

Еще одним негативным фактором, ограничивающим применение стратосферных самолетов с питанием от солнечных батарей, является низкая скорость крейсерского полета. В работах [4, 5] данному аспекту уделяется недостаточное внимание, в связи с чем необходимо восполнить указанный пробел.

Для проведения расчетов использованы параметры стандартной атмосферы, регламентированные государственными стандартами [9, 10], которые устанавливают профили скорости ветра в зависимости от высоты, а также учитывают территориальные особенности Российской Федерации. В указанных стандартах приведены средние значения для определенных временных периодов. Обобщенный анализ показывает, что для эффективного противодействия атмосферным ветрам скорость полета самолета должна составлять на малых высотах не менее 15 м/с, а на больших высотах – не менее 30 м/с.

С учетом ограничения по минимальной скорости ранее применяемая концепция проектирования [4, 5], в рамках которой крейсерская скорость выступала как определяемый параметр, рассчитываемый на основе совместного решения преобразованных уравнений весового и энергетического баланса, утрачивает свою применимость. Минимальное энергопотребление в концепции раздвижного крыла обеспечивается за счет крейсерского режима полета с коэффициентом подъемной силы $C_{yac} = 1$, что соответствует значениям аэродинамического качества, близким к максимальному. Для верификации параметров предлагаемой концепции по критерию способности преодолевать атмосферные ветры в качестве конкретной точки возможных будущих испытательных полетов такого аппарата была выбрана позиция с координатами 50° с. ш., 80° в. д.

Как показано на рис. 1, концепция раздвижного крыла предусматривает четыре стадии конфигурации крыла и полетных характеристик, которые приведены в табл. 2 и на рис. 5.

Анализ графиков выявляет вторую существенную проблему стратосферного самолета с фиксированным крылом, использующего солнечную энергию, – недостаточную способность противодействовать атмосферным течениям в широтах, соответствующих территории Российской Федерации. В летний период средняя скорость метеорологического ветра (рис. 5, кривая 2) ниже крейсерской скорости самолета

с фиксированным крылом (рис. 5, кривая 3) только на высотах полета свыше 16 км, тогда как в зимний период скорость метеорологического ветра (рис. 5, кривая 1) практически на всех высотах превышает крейсерскую скорость самолета с фиксированным крылом. Вследствие этого возврат на аэродром вылета при необходимости может оказаться невозможным. Преимущества самолета с раздвижным крылом проявляются в том, что его крейсерская скорость (рис. 5, кривая 4) на режиме максимального аэродинамического качества ($C_{yac} = 1$) превышает средние значения метеорологического ветра на всех рассматриваемых высотах в течение всего года. Дополнительно сохраняется определенный эксплуатационный резерв, обусловленный возможностью увеличения высоты начала раздвижения крыла, а также незначительным снижением полетного значения коэффициента подъемной силы C_{ya} .

Таблица 2

Параметры	Высота полета, км			
	0–5	5–10	10–15	15–20
Размах крыла, м	11	18	25	32
Площадь крыла, м ²	15,4	25,2	35	44,8
Средняя крейсерская скорость, м/с	18	19	22,5	30
Удлинение	7,86	12,86	17,86	22,86
Число Рейнольдса	1620000	930000	640000	340000

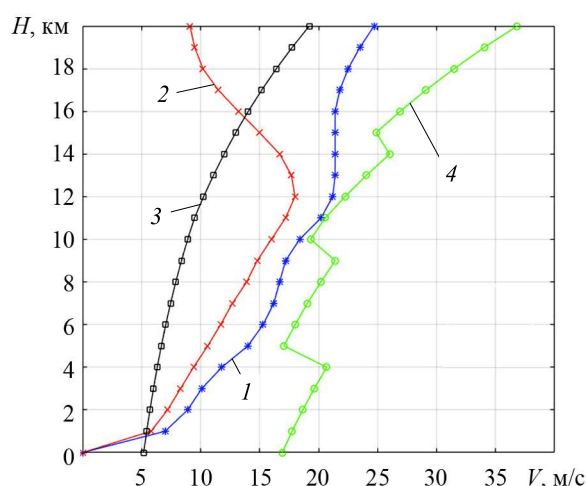


Рис. 5. Сопоставление зависимости средней скорости ветра от высоты полета для местности в районе 50° с. ш., 80° в. д. [10] с зависимостью крейсерской скорости летательного аппарата от высоты полета

Таким образом, в работе рассматривалась новая концепция стратосферного беспилотного самолета длительного полета с раздвижным крылом. Проводилось сравнение с самолетом-прототипом — проектом стратосферного самолета с фиксированным крылом и энергоустановкой на солнечных батареях [4].

Показано, что применение технологии раздвижного крыла, при которой взлет осуществляется со сложенным крылом, а по мере набора высоты происходит выдвигание дополнительных секций с увеличением размаха и удлинения крыла, способствует снижению расчетных перегрузок при полете в условиях атмосферной турбулентности. В результате удалось ограничить величину ожидаемой перегрузки до $n = 3$ в нижних слоях атмосферы и до $n = 1,6$ на высоте барражирования, что соответствует допустимым значениям для летательных аппаратов данного класса.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 24-29-00329.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Цуканов И.Р., Азман А.В. Решаемые проблемы, преимущества и перспективы развития стратосферных беспилотных летательных аппаратов // Известия ТулГУ. Технические науки. 2023. № 2. С. 335–339.
2. Карпович Е.А., Гуереш Д. Беспилотный самолет нормальной схемы на солнечных батареях для исследования Марса: параметрические исследования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 1. С. 4–10.

3. Ефремов А.В., Тяглик М.С., Щербаков А.И. Разработка средств подавления негативных явлений при попадании самолета в интенсивную атмосферную турбулентность на этапе захода на посадку // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 2. С 32–36.
4. Самойловский А.А. Методика формирования облика беспилотных летательных аппаратов с силовой установкой на солнечной энергии: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. М., 2016. 24 с.
5. Noth A. Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. ETH Zurich, 2008. 170 p.
6. Способ управления аэродинамическими характеристиками несущей поверхности и несущая поверхность: пат. 2412864 Рос. Федерация, № 2009127202/11; заявл. 14.07.2009; опубл. 27.02.2011, Бюл. № 6.
7. Selig M.S. et al. Summary of Low-Speed Airfoil Data. USA: SoarTech Publications, 1996. Vol. 2. 454 p.
8. Приказ Росавиации № 922-П от 16 дек. 2022. Об утверждении Норм летной годности беспилотных авиационных систем с беспилотным воздушным судном самолетного типа с максимальной взлетной массой до 5400 кг НЛГБАС-СТ [Электронный ресурс]. URL: <https://dv.favt.ru/dejatelnost-razvitiie-bas-nprb-bas/> (дата обращения: 9.08.2025).
9. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Обозначение. М.: Изд-во стандартов, 1981. 165 с.
10. ГОСТ 24728-81. Ветер. Пространственное и временное распределение характеристик. М.: Изд-во стандартов, 1981. 88 с.

Поступила в редакцию 9.09.25

После доработки 29.11.25

Принята к публикации 30.11.25

Application of Variable-Span Wing for a Stratospheric Aircraft

I.D. ZVERKOV^{1,2}, A.V. KRYUKOV^{1,2}, R.I. SEMUKHIN^{1,2},
A.A. MESHKOV^{1,2}, AND V.P. CHEKHOV¹

¹ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics of the Siberian Branch
of the RAS, Novosibirsk

² NSTU, Novosibirsk

The paper presents the design of a wing for a stratospheric unmanned aerial vehicle intended for long-duration loitering in a specified area at altitudes of 15–20 km. It was established that the aerodynamic and structural features of the variable-span wing, on the one hand, ensure high energy efficiency of flight at the specified altitudes, and on the other hand, enable safe passage through the lower atmospheric layers during ascent to the loitering zone and descent to the base airfield, where intensive turbulence—potentially hazardous for conventional aircraft configurations—is typical.

Stratospheric unmanned aerial vehicle, flight in turbulent air, low Reynolds numbers, variable-span wing